



ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA  
INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA  
AEROSPAZIALE

ASPETTI DI MODELLAZIONE,  
SIMULAZIONE E  
CONTROLLO DI UN VELIVOLO  
PARAMOTORE

**Relatore:**  
Fabrizio Giulietti

**Presentata da:**  
Anastasia Bertozzi

Sessione marzo 2025  
Anno Accademico 2024/2025



## Sommario

La presente tesi si concentra sullo studio e la modellizzazione del paramotore, un sistema aereo composto da una vela (parafoil) e un payload motorizzato. Nella prima parte è stata descritta la dinamica presente e il modello matematico utilizzato, spiegando come la scelta di un modello a 6 DOF possa risultare vantaggiosa per una serie di ragioni. Successivamente, sono stati introdotti i concetti di controllo e guida del paramotore, ponendo l'accento sull'uso di strategie PID. Infine sono stati riportati i risultati ottenuti tramite una prova pratica di volo, durante la quale sono stati raccolti dati relativi a grandezze come angoli di Eulero, throttle e comandi (simmetrici e asimmetrici). Le traiettorie ricostruite, in particolare la vista tridimensionale e la pianta, hanno permesso di analizzare l'efficacia dei controllori e di valutare i parametri aerodinamici come coefficienti relativi a portanza e resistenza (ad esempio,  $C_{D0}$  e  $k$ ). Infine, è stato mostrato come questi risultati sperimentali forniscano un riscontro reale per perfezionare i modelli e le strategie di controllo, evidenziando sia i limiti sia i vantaggi di un approccio basato su un modello a 6 DOF nel contesto operativo del paramotore.



# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>10</b>
<b>2</b>	<b>Dinamica</b>	<b>12</b>
2.1	Modello matematico non linearizzato . . . . .	13
2.1.1	Principi Fondamentali e Assunzioni del Modello . . . . .	13
2.1.2	Descrizione delle Forze in Gioco . . . . .	13
2.1.3	Rappresentazione dei Momenti . . . . .	15
2.1.4	Equazioni del Moto Non Linearizzate . . . . .	15
2.2	Modello matematico lineare . . . . .	18
2.2.1	Equazione del Modello Semplificato . . . . .	18
2.2.2	Deflessione flaps . . . . .	21
2.3	Motivi per la scelta del modello a 6 DOF . . . . .	22
2.4	Schematizzazione . . . . .	24
<b>3</b>	<b>Controllori di volo</b>	<b>26</b>
3.1	Controllore di rollio . . . . .	28
3.1.1	Schematizzazione . . . . .	28
3.1.2	Simulazione e Risultati . . . . .	30
3.2	Controllore di direzione . . . . .	34
3.2.1	Schematizzazione . . . . .	34
3.2.2	Simulazione e Risultati . . . . .	36
<b>4</b>	<b>Prova di volo del paramotore</b>	<b>40</b>
4.1	Analisi dati di volo . . . . .	40
4.2	Percorso di volo e Analisi della traiettoria . . . . .	46
4.3	Calcolo del coefficiente di resistenza parassita $C_{D0}$ . . . . .	48
<b>5</b>	<b>Limiti e Svantaggi del paramotore</b>	<b>50</b>



## Elenco delle figure

1	Rappresentazione del paramotore . . . . .	11
2	Schema parafoil e payload . . . . .	12
3	Rappresentazione tridimensionale del parafoil . . . . .	13
4	Schema a blocchi dell'equazione (8) . . . . .	24
5	Schema a blocchi del controllore di rollio . . . . .	28
6	Output del controllore di rollio . . . . .	30
7	Correzione errore di rollio . . . . .	31
8	Output velocità angolare di rollio . . . . .	32
9	Schema a blocchi del controllore di direzione . . . . .	34
10	Output del controllore di direzione . . . . .	36
11	Correzione errore di direzione . . . . .	37
12	Output velocità angolare di rollio nel controllore di direzione . . . . .	38
13	Angolo di rollio misurato durante il volo . . . . .	40
14	Angolo di imbardata misurato durante il volo . . . . .	41
15	Throttle misurato durante il volo . . . . .	41
16	Correlazione tra throttle e angolo di beccheggio . . . . .	42
17	Correlazione tra angolo di rollio e imbardata . . . . .	43
18	Correlazione tra angolo di beccheggio e comando asimmetrico . . . . .	44
19	Correlazione tra angolo di beccheggio e comando simmetrico . . . . .	44
20	Vista dall'alto del percorso eseguito dal paramotore . . . . .	46
21	Vista 3D del percorso eseguito dal paramotore . . . . .	46
22	Modellino di paramotore in volo . . . . .	51
23	Modellino di paramotore in fase di atterraggio . . . . .	51



## Elenco delle tabelle

1	Parametri fisici del sistema parafoil-payload . . . . .	20
2	Coefficienti aerodinamici del sistema parafoil-payload . . . . .	20



# 1 Introduzione

Negli ultimi decenni abbiamo assistito a una crescente attenzione verso i veivoli leggeri, che ha spinto ricercatori e ingegneri a inventare soluzioni sempre più innovative, in grado di operare in ambienti complessi e in condizioni variabili. Tra queste soluzioni spicca il paramotore, un sistema che unisce il tradizionale parafoil, una vela gonfiabile progettata per sfruttare al meglio le correnti d'aria, a un motore che ne garantisce la propulsione. Questa combinazione, che permette di volare a basse velocità ma per lunghi periodi, offre una notevole capacità di carico, rendendolo utile in molteplici contesti che spaziano dalla ricreazione a missioni di soccorso ad applicazioni militari e di monitoraggio.

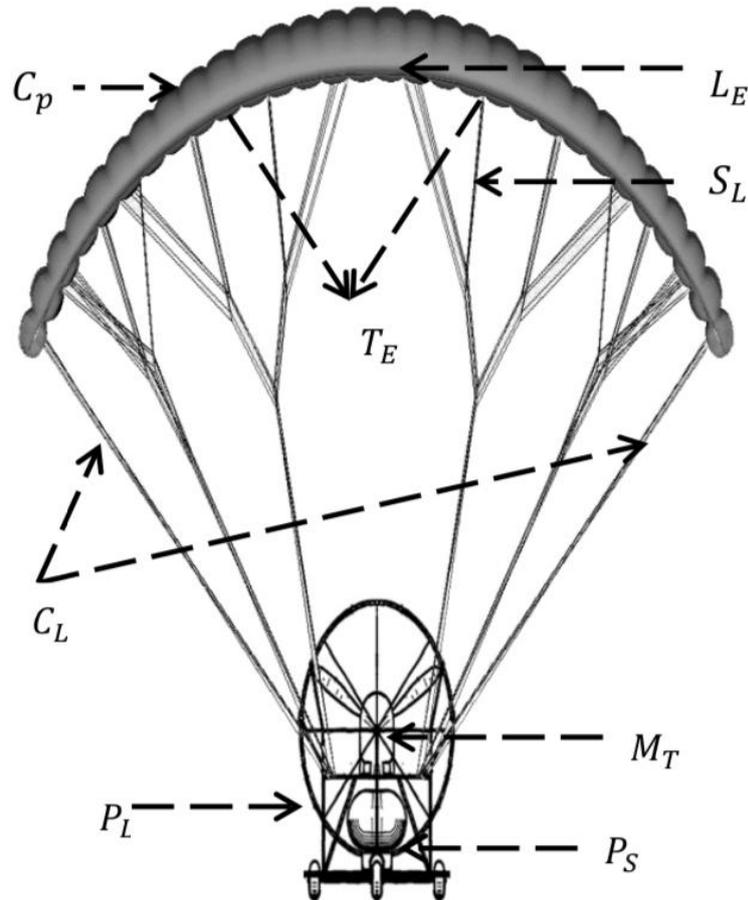
Uno degli aspetti più affascinanti, e allo stesso tempo difficoltosi, di questo tipo di veivolo è la sua dinamica complessa. La flessibilità del parafoil e le forti interazioni tra il sistema di controllo e le forze ambientali, come il vento, rendono il comportamento del paramotore estremamente non lineare e difficile da prevedere. Per questo motivo, molti studi si sono concentrati sulla realizzazione di modelli matematici sempre più sofisticati che spaziano da rappresentazioni a 6 gradi di libertà fino a modelli a 9 gradi di libertà. La comprensione dettagliata di come si comporta il sistema è cruciale per sviluppare strategie di controllo che ottimizzino le sue prestazioni durante il volo. [2]

Come già accennato, una delle sfide principali nel controllo di questi modelli è la gestione di un sistema spesso sottodimensionato e influenzato in modo significativo da forti perturbazioni. In questo contesto sono state sviluppate tecniche innovative come l'Active Disturbance Rejection Control (ADRC) e il suo sviluppo lineare (LADRC), che consentono di compensare efficacemente le forze disturbanti e di mantenere il veicolo in traiettoria anche in condizioni difficili. Un ulteriore passo avanti è stato rappresentato dalla stima accurata di parametri critici, come l'angolo di sideslip, che si è dimostrata essenziale per il successo dei sistemi di guida, navigazione adottati nei paramotori moderni.[5]

Questi strumenti dunque integrando modelli basati su coefficienti aerodinamici, identificati attraverso dati sperimentali, offrono una rappresentazione realistica della dinamica del paramotore, aiutando così a perfezionare le strategie di controllo e a migliorare la sicurezza e l'affidabilità del sistema.

In conclusione, il paramotore rappresenta una piattaforma estremamente versatile e in continua evoluzione, capace di unire innovazione tecnologica e capacità operative in scenari reali. L'integrazione di modelli dinamici sofisticati, strategie di

controllo avanzate e strumenti di simulazione all'avanguardia non solo ha ampliato le possibilità applicative di questi sistemi, ma ha anche aperto la strada a nuovi sviluppi in ambito aeronautico civile e militare. Questo processo innovativo, sebbene impegnativo, dimostra come la collaborazione tra ricerca teorica e applicazioni pratiche possa generare risultati notevoli e aprire nuove prospettive nel settore dei veivoli leggeri.[8]



- |                       |                          |
|-----------------------|--------------------------|
| $C_p$ : Canopy        | $L_E$ : Leading Edge     |
| $T_E$ : Trailing edge | $S_L$ : Suspension Lines |
| $C_L$ : Control Lines | $P_L$ : Gondola/Payload  |
| $M_T$ : Motor         | $P_S$ : Power Supply     |

Figura 1: Rappresentazione del paramotore

## 2 Dinamica

La natura estremamente variabile del parafoil, unita all'azione simultanea di numerose forze come quelle aerodinamiche, la gravità e le perturbazioni ambientali rende la sua analisi dinamica una sfida notevole. In particolare, in questo studio, si è adottato un modello a 6 gradi di libertà: tale approccio permette di considerare in modo completo sia il movimento traslazionale che quello rotazionale del veivolo nello spazio, offrendo una rappresentazione accurata delle interazioni tra le forze di controllo, le perturbazioni esterne e le reazioni del sistema.

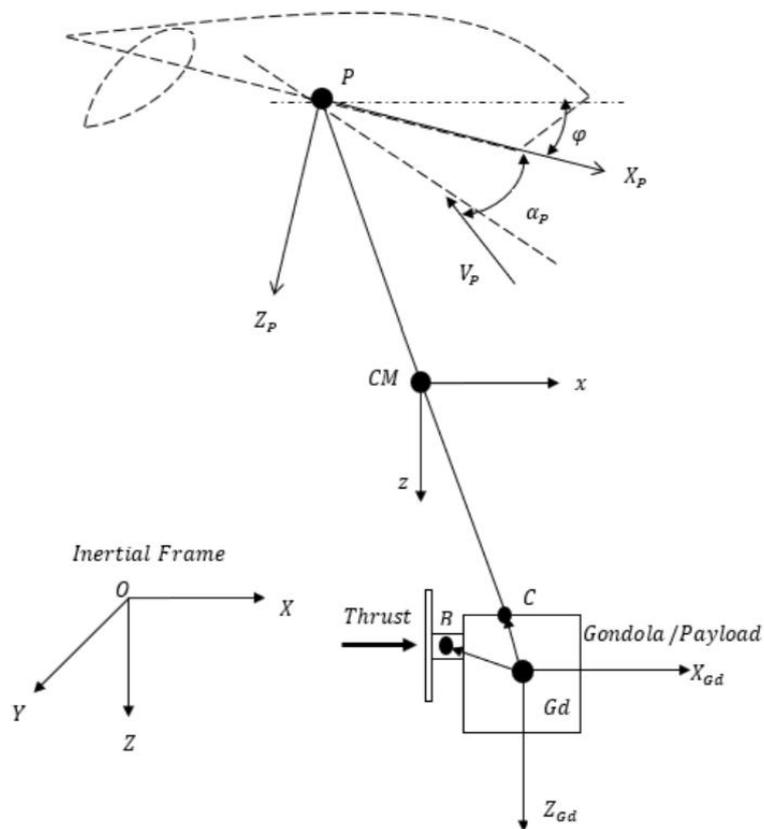


Figura 2: Schema parafoil e payload

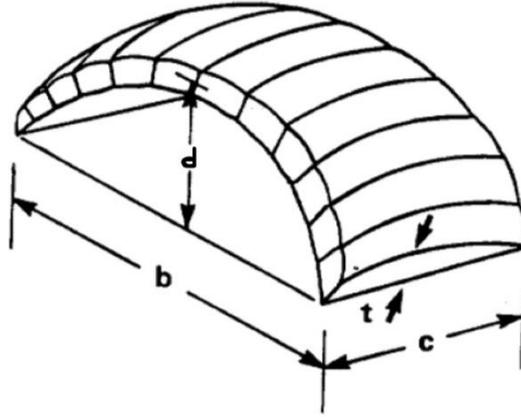


Figura 3: Rappresentazione tridimensionale del parafoil

## 2.1 Modello matematico non linearizzato

### 2.1.1 Principi Fondamentali e Assunzioni del Modello

Il modello è basato sui principi della meccanica newtoniana e si fonda sulle seguenti assunzioni:

- **Coordinate Inerziali:** il sistema viene descritto in un sistema di riferimento inerziale, nel quale sono definite le posizioni e le velocità del centro di massa.
- **Orientamento del Veivolo:** l'orientamento del parafoil è rappresentato mediante gli angoli di Eulero (rollio, beccheggio, imbardata) che consentono il passaggio dal sistema inerziale a quello legato al corpo.
- **Trascuratezza delle Masse Apparenti:** gli effetti relativi alle masse aggiunte o apparenti sono esclusi, concentrandosi sulla massa totale del sistema.
- **Non Linearità:** le equazioni del moto sono espresse nella loro forma non linearizzata in modo da evidenziare le interazioni tra le forze e i momenti, in particolare durante manovre complesse o in presenza di forti perturbazioni ambientali.

### 2.1.2 Descrizione delle Forze in Gioco

#### Forze Aerodinamiche

Il comportamento aerodinamico del parafoil è determinato dalla distribuzione del flusso d'aria attorno alla vela, che genera:

- **Forza di Portanza (Lift):** generata dalla differenza di pressione tra la parte superiore e quella inferiore della vela, agisce perpendicolarmente al flusso relativo. Essa dipende dall'angolo di attacco e dalla forma del profilo aerodinamico.
- **Forza di Resistenza (Drag):** agisce in direzione opposta al flusso ed è funzione dell'angolo di attacco e della velocità relativa dell'aria, contribuendo alle perdite energetiche e influenzando la stabilità.
- **Forza Laterale:** in presenza di condizioni asimmetriche, come quelle indotte da deflessioni differenziali delle linee di controllo, si sviluppa una forza laterale che causa uno scivolamento (sideslip) del veivolo.

Le forze aerodinamiche possono essere espresse mediante coefficienti adimensionali, ad esempio la portanza  $L$  e la resistenza  $D$  sono scritte come:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha) \quad (1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(\alpha) \quad (2)$$

dove  $\rho$  è la densità dell'aria,  $V$  la velocità relativa,  $S$  l'area di riferimento e  $C_L$  e  $C_D$  sono, rispettivamente, i coefficienti di portanza e di resistenza in funzione dell'angolo di attacco  $\alpha$ .

### Forze Gravitazionali

La forza di gravità, costante e diretta verso il basso, agisce sul centro di massa del parafoil e viene espressa mediante:

$$\mathbf{F}_g = m \cdot \mathbf{g} \quad (3)$$

dove  $m$  è la massa totale del sistema e  $\mathbf{g}$  il vettore di accelerazione gravitazionale.

### Forze di Controllo

Il sistema di controllo del parafoil si basa sulle deflessioni differenziali delle linee di controllo posizionate al bordo posteriore della vela. Queste deflessioni modificano la distribuzione delle pressioni aerodinamiche, generando forze aggiuntive che agiscono con le forze aerodinamiche passive, contribuendo a correggere la traiettoria e a stabilizzare il volo.

### 2.1.3 Rappresentazione dei Momenti

Oltre alle forze traslazionali, il comportamento dinamico del parafoil è influenzato dai momenti generati attorno al centro di massa.

#### Momenti Aerodinamici

La distribuzione non uniforme delle pressioni sulla vela genera momenti che possono essere classificati in:

- **Momento di Beccheggio** ( $M_\theta$ ): modula l'angolo di attacco e influenza la quota e la stabilità longitudinale.
- **Momento di Rollio** ( $M_\phi$ ): generato da deflessioni asimmetriche, regola l'inclinazione laterale.
- **Momento di Imbardata** ( $M_\psi$ ): determinante per la direzione di avanzamento, influenzato dalla distribuzione laterale della pressione.

I momenti possono essere scritti nella forma:

$$M_i = \frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{l} C_{M_i}(\alpha, \delta) \quad (4)$$

dove  $\bar{l}$  rappresenta una lunghezza caratteristica (ad esempio, la corda media),  $C_{M_i}$  è il coefficiente di momento per l'asse  $i$  (con  $i$  che può essere  $\phi$ ,  $\theta$  o  $\psi$ ) e  $\delta$  rappresenta l'input di controllo.

#### Effetti dei Comandi di Controllo sui Momenti

Le deflessioni delle linee di controllo alterano la geometria locale della vela, modificando la distribuzione della pressione e, di conseguenza, i momenti aerodinamici. La relazione non lineare tra il comando  $\delta$  e i coefficienti dei momenti è generalmente complessa e viene spesso determinata sperimentalmente o attraverso metodi di identificazione sistematica, incorporata nelle funzioni  $C_{M_i}(\alpha, \delta)$ .

### 2.1.4 Equazioni del Moto Non Linearizzate

#### Equazioni di Traslazione

Applicando la seconda legge di Newton al centro di massa del parafoil si ottiene:

$$m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_c, \quad (5)$$

dove:

- $\mathbf{V}$  è il vettore velocità del centro di massa,
- $\mathbf{F}_a$  rappresenta la somma delle forze aerodinamiche (portanza, resistenza e forza laterale),
- $\mathbf{F}_g$  è la forza gravitazionale,
- $\mathbf{F}_c$  include le forze di controllo generate dalle deflessioni delle linee.

Questa equazione esprime la dipendenza non lineare dei coefficienti aerodinamici dalla velocità e dall'angolo di attacco.

### Equazioni di Rotazione

Per il moto rotazionale si utilizza la seconda legge della dinamica rotazionale:

$$\mathbf{I} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_c, \quad (6)$$

dove:

- $\mathbf{I}$  è la matrice d'inerzia del parafoil,
- $\boldsymbol{\omega}$  è il vettore di velocità angolare,
- $\mathbf{M}_a$  è il vettore dei momenti aerodinamici,
- $\mathbf{M}_c$  include i momenti generati dalle forze di controllo.

Il termine  $\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega})$  evidenzia gli effetti di accoppiamento tra i vari assi rotazionali.



## 2.2 Modello matematico lineare

Dal modello matematico del precedente capitolo si sono poi adottate le seguenti ipotesi semplificative:

- Il momento agente è dovuto esclusivamente alle forze aerodinamiche calcolate in corrispondenza del centro di massa  $X_{CM}$ .
- In condizioni di equilibrio, gli effetti di massa apparente e di inerzia aggiuntiva sono marginali.
- Rispetto alla resistenza generata dal parafoil, quella del carico è trascurabile.
- Il centro del parafoil e il centro di massa si muovono con la medesima velocità.

Queste approssimazioni riducono l'equazione del moto ad una forma più semplice, ottenuta mediante espansione in serie di Taylor attorno al punto di trim:

$$I \dot{\phi} + \Omega I \omega = M_{AP} + SM_{\delta P} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{bmatrix} \quad (7)$$

### 2.2.1 Equazione del Modello Semplificato

Esprimendo dunque le variabili come somma del valore di trim e di una perturbazione (ad esempio,  $\phi = \phi_{trim} + \phi_{pert}$ ) ed applicando un'espansione in serie di Taylor mantenendo solo i termini lineari, raggruppando i termini per definire la matrice di stato  $A$  ed ingresso  $B$ , si ottiene il seguente sistema utilizzato per lo studio svolto:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & A_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A_{24} \\ A_{31} & 0 & A_{33} & A_{34} \\ A_{41} & 0 & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ B_3 \\ B_4 \end{bmatrix} \delta_a \quad (8)$$

Di seguito, si descrivono le grandezze presenti:

- $\phi$ : Angolo di rollio (rad)
- $\psi$ : Angolo di imbardata (rad)

- $p$ : Velocità angolare di rollio (rad/s)
- $r$ : Velocità angolare di imbardata (rad/s)
- $A_{ij}, B_i$ : Coefficienti delle matrici del sistema, che dipendono dalle dinamiche del paramotore
- $\delta_a$ : Deflessione del flap (comando aerodinamico in gradi o radianti)

In particolare, i coefficienti delle matrici  $A_{ij}$  e  $B_i$  sono definiti nel seguente modo:

$$A_{13} = 1, \quad (9)$$

$$A_{24} = \frac{1}{\cos \theta_0}, \quad (10)$$

$$A_{31} = \frac{k_1 C_{l_p} b^2 I_{zz}}{2 V_p}, \quad (11)$$

$$A_{33} = k_1 C_{l_\phi} b I_{zz}, \quad (12)$$

$$A_{34} = -\frac{k_1 C_{n_r} b^2 I_{xz}}{2 V_p}, \quad (13)$$

$$A_{41} = \frac{k_2 C_{l_p} b^2 I_{xz}}{2 V_p}, \quad (14)$$

$$A_{43} = k_2 C_{l_\phi} b I_{xz}, \quad (15)$$

$$A_{44} = -\frac{k_2 C_{n_r} b^2 I_{xx}}{2 V_p}, \quad (16)$$

$$B_3 = \frac{k_1 b (C_{l_{\delta_a}} I_{zz} - C_{n_{\delta_a}} I_{xz})}{d}, \quad (17)$$

$$B_4 = \frac{k_2 b (C_{l_{\delta_a}} I_{xz} - C_{n_{\delta_a}} I_{xx})}{d}, \quad (18)$$

$$k_1 = \frac{\rho S_p \|V_p\|^2}{2 (I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2)}, \quad (19)$$

$$k_2 = \frac{\rho S_p \|V_p\|^2}{2 (I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz})}. \quad (20)$$

Per i calcoli sono stati utilizzati le seguenti tabelle prese da [3]:

Tabella 1: Parametri fisici del sistema parafoil-payload

<b>Simbolo</b>	<b>Valore</b>
Massa	1.880 kg
$\rho$ (densità)	$1.225 \text{ kg m}^{-3}$
$g$	$9.81 \text{ m s}^{-2}$
$S_p$	$1.16 \text{ m}^2$
$S_{gd}$	$0.5 \text{ m}^2$
$b$	2.15 m
$c$	0.54 m
$d$	0.40 m
$I$ (Inerzia) [ $\text{kg m}^2$ ]	$\begin{bmatrix} 0.0160 & 0 & -0.0065 \\ 0 & 0.0186 & 0 \\ -0.0065 & 0 & 0.0179 \end{bmatrix}$

Tabella 2: Coefficienti aerodinamici del sistema parafoil-payload

<b>Simbolo</b>	<b>Valore</b>	<b>Simbolo</b>	<b>Valore</b>
$C_{D_0}^{Gd}$	0.15	$C_{l_p}$	-0.108
$C_{D_\alpha}^{Gd}$	1.00	$C_{l_\phi}$	-0.051
$C_{L_0}$	0.034	$C_{l_\beta}$	0.0031
$C_{L_\alpha}$	2.52	$C_{n_r}$	-0.087
$C_{D_0}$	0.077	$C_{n_\beta}$	0.0043
$C_{D_\alpha}$	0.277	$C_{\delta_a}$	0.0001
$C_{m_0}$	-0.065	$C_{\delta_s}$	0.0001
$C_{m_\alpha}$	-0.269		

### 2.2.2 Deflessione flaps

Il controllo del paramotore avviene tramite la deflessione delle estremità del parafoil, nota come **flap deflection**. Questa può essere di due tipi:

- $\delta_s$ : deflessione simmetrica in cui i flap si muovono nella stessa direzione, causando un incremento di portanza e resistenza. Calcolata facendo il minimo tra le deflessioni di destra e sinistra.

$$\delta_s = \min(\delta_L, \delta_R)$$

- $\delta_a$ : deflessione asimmetrica dove i flap si muovono in direzioni opposte causando un momento torcente, utile per il controllo. Si ottiene calcolando la differenza tra la deflessione del flap sinistro e quello destro.

$$\delta_a = \delta_L - \delta_R$$

## 2.3 Motivi per la scelta del modello a 6 DOF

La modellizzazione dinamica di un paramotore può essere affrontata considerando diversi gradi di libertà con, ad esempio, modelli a 9 DOF che includono il movimento relativo tra parafoil e payload. Tuttavia, in molte situazioni pratiche, è possibile semplificare il modello trascurando alcuni gradi di libertà, in particolare quelli relativi alla rotazione attorno all'asse di rollio che spesso risultano piccoli. Di conseguenza, un modello a 6 DOF in cui il sistema viene trattato come un corpo rigido può fornire una rappresentazione dinamica sufficientemente accurata per la maggior parte degli scopi di controllo e simulazione.

Le principali motivazioni di tale scelta sono le seguenti:

### 1. Semplicità e Riduzione della Complessità:

- Un modello a 6 DOF considera le tre componenti traslazionali e le tre rotazioni (rollio, beccheggio e imbardata) trattando parafoil e payload come un unico corpo. Questa semplificazione riduce drasticamente il numero di equazioni e parametri da identificare, facilitando sia la modellizzazione che la sintesi del controllore.
- Diversi studi evidenziano come, in molte condizioni operative, il movimento relativo (in particolare quello di rollio) sia trascurabile, permettendo di ottenere buone prestazioni senza la necessità di modelli più complessi.

### 2. Efficienza Computazionale:

- I modelli a 6 DOF richiedono meno risorse computazionali, il che è particolarmente vantaggioso per simulazioni in tempo reale e per l'implementazione di algoritmi di controllo a bordo.
- La riduzione della complessità comporta tempi di simulazione e ottimizzazione più brevi, facilitando la fase di taratura dei controllori.

### 3. Robustezza nella Sintesi del Controllo:

- Con meno parametri da stimare si riduce anche l'incertezza nella fase di identificazione dei coefficienti aerodinamici, rendendo il modello più robusto rispetto a errori di misurazione o a dati parziali (spesso limitati a un singolo ricevitore GPS sul campo).

#### 4. Compromesso tra Accuratezza e Praticità:

- Sebbene un modello a 9 DOF possa teoricamente catturare ogni dettaglio del movimento relativo tra parafoil e payload, la complessità aggiuntiva può non tradursi in un sostanziale miglioramento delle prestazioni operative, soprattutto se le variazioni relative sono contenute.
- In condizioni di volo standard, la maggior parte degli effetti dinamici rilevanti sono ben rappresentati da un modello a 6 DOF che offre un buon compromesso tra accuratezza e semplicità.

## 2.4 Schematizzazione

Lo schema mostrato rappresenta un modello Simulink che implementa l'equazione (8), ovvero la forma linearizzata e semplificata della dinamica del sistema parafoil-payload.

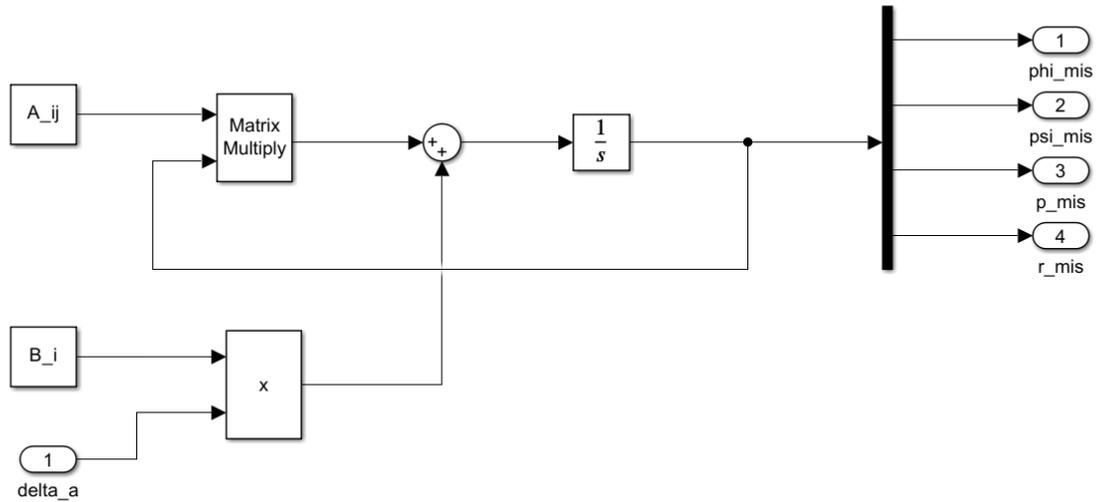


Figura 4: Schema a blocchi dell'equazione (8)

L'idea di base è che la derivata delle variabili di stato (beccheggio, imbardata, velocità angolari) dipenda da:

- $A_{ij}$ : matrice di stato dipendente dalle dinamiche del paramotore
- $B_i$ : matrice o vettore colonna che moltiplica l'ingresso di controllo  $\delta_a$
- $1/s$ : integratore che ricostruisce gli stati  $\phi_{mis}$ ,  $\psi_{mis}$ ,  $p_{mis}$  e  $r_{mis}$ , rispettivamente gli output dell'angolo di beccheggio, imbardata e le velocità angolari misurate a partire dalle loro derivate.

Nel dettaglio:

- Ingresso  $\delta_a$ : rappresenta l'input di controllo (ad esempio, la deflessione del freno a destra o a sinistra). Nel modello lineare questo ingresso viene scalato o trasformato secondo la matrice  $B_i$  (che contiene i coefficienti derivati dalla linearizzazione).
- Blocco *Matrix Multiply* con  $A_{ij}$ : qui viene effettuata la moltiplicazione tra la matrice  $A_{ij}$  nel diagramma e il vettore di stato  $[\phi_{mis}, \psi_{mis}, p_{mis}, r_{mis}]$ .

- Sommatore (+): riceve in ingresso le uscite dai blocchi principali e, in tal modo, calcola la derivata degli stati.
- Integratore  $\frac{1}{s}$ : integra  $[\dot{\phi}, \dot{\psi}, \dot{p}, \dot{r}]$  per ricostruire gli stati  $[\phi, \psi, p, r]$ . Nello schema i segnali in uscita dall'integratore corrispondono alle variabili  $\phi_{mis}, \psi_{mis}, p_{mis}, r_{mis}$  che rappresentano i valori attuali delle grandezze presenti.
- Ritorno in retroazione: gli stati in uscita  $[\phi_{mis}, \psi_{mis}, p_{mis}, r_{mis}]$  vengono rimandati al blocco *Matrix Multiply* con  $A_{ij}$ , chiudendo così l'anello di retroazione. In questo modo, la derivata di ciascun stato viene continuamente ricalcolata in funzione dello stato corrente e dell'ingresso di controllo.

Infine, considerando un volo stazionario, si è preso  $\theta$  (angolo di beccheggio) costante e  $q$  (velocità angolare di beccheggio) pari a zero.

### 3 Controllori di volo

I controllori di volo sono dei sistemi elettronici e software complessi progettati per gestire e stabilizzare il volo di un veivolo (sia esso un aeroplano, un drone o un paramotore). Il loro obiettivo principale è garantire che il mezzo segua una traiettoria desiderata, mantenendo gli assetti e rispondendo correttamente alle perturbazioni come turbolenze, variazioni delle condizioni atmosferiche o errori umani. Essi ricevono delle informazioni dai sensori di bordo (come accelerometri, giroscopi, sensori di velocità e altimetri) dai quali possono compiere decisioni in tempo reale per modificare i comandi direzionali e di assetto se necessario. Nel caso specifico dei parafoil, tali controllori gestiscono le deflessioni delle linee di controllo (ad esempio, i freni o la spinta del motore) per garantire la stabilità del volo o per seguire una traiettoria predefinita.

In particolar modo, i controllori di volo possono essere classificati in vari modi in base all'approccio utilizzato:

- **Controllori PID (Proporzionale-Integrale-Derivativo):** questi controllori basano la loro azione su una combinazione lineare dell'errore, della sua derivata e del suo integrale, offrendo buone prestazioni in un ampio range di condizioni operative. [3]
- **Controllori Non Lineari:** tecniche come lo Sliding Mode Control o il Backstepping sono impiegate per gestire le forti non linearità tipiche dei sistemi flessibili, garantendo robustezza rispetto alle perturbazioni esterne. [5]
- **Active Disturbance Rejection Control (ADRC) e Linear ADRC (LADRC):** questi approcci stimano in tempo reale il disturbo totale (comprensivo di incertezze di modello e perturbazioni esterne) e lo compensano attivamente. Tale metodo risulta particolarmente efficace per veivoli a bassa velocità, come i paramotori, dove le variazioni del vento e le deformazioni strutturali possono avere un impatto rilevante. [10]
- **Controllori basati su Osservatori:** l'Extended State Observer (ESO) è in grado di stimare stati e disturbi non misurati, come l'angolo di sideslip, e integrare tali stime nella legge di controllo per migliorare la precisione e la stabilità del volo. [10]

La progettazione di un controllore di volo efficace richiede dunque:

1. Un modello dinamico accurato del veicolo (lineare o non lineare) per analizzare la stabilità e sintetizzare il controllo.
2. Una strategia di compensazione delle perturbazioni esterne, essenziale in ambienti ventosi o turbolenti.
3. La definizione di criteri prestazionali chiari, come la capacità di seguire una traiettoria, mantenere un assetto stabile o ridurre i consumi.

Nel caso dei paramotori, la complessità aumenta a causa della natura flessibile del sistema e della presenza di interazioni tra più gradi di libertà (rollio, beccheggio, imbardata). Tuttavia, grazie all'evoluzione delle tecniche di identificazione dei parametri e all'utilizzo di simulatori a 6 o 9 gradi di libertà, è possibile sviluppare e validare controllori robusti, precisi e capaci di garantire un volo stabile e sicuro anche in condizioni operative critiche. [1]

### 3.1 Controllore di rollio

Il controllore di rollio è un componente fondamentale nel sistema di controllo del paramotore poiché si occupa di regolare l'assetto laterale (rollio) del mezzo. In un parafoil il rollio viene influenzato principalmente dalla differenza nella deflessione delle linee di controllo la quale, modificando la portanza da un certo lato della vela, induce un momento di rollio.

L'approccio tradizionale prevede l'utilizzo di controllori PID (Proporzionale-Integrale-Derivativo), in cui l'azione di controllo è basata sull'errore tra il rollio desiderato e quello misurato. Tale errore viene elaborato combinando un termine proporzionale, un integrale e un derivativo per fornire un comando di deflessione che corregge l'assetto. Tuttavia, a causa della natura non lineare del sistema e della presenza di perturbazioni esterne (come variazioni del vento o turbolenze), sono stati sviluppati anche metodi più avanzati come l'Active Disturbance Rejection Control (ADRC): questo approccio permette al veivolo di reagire in modo rapido e preciso alle variazioni ambientali, garantendo una traiettoria stabile e sicura anche in presenza di perturbazioni.

#### 3.1.1 Schematizzazione

A seguito la schematizzazione del controllore di rollio realizzata su Matlab-Simulink:

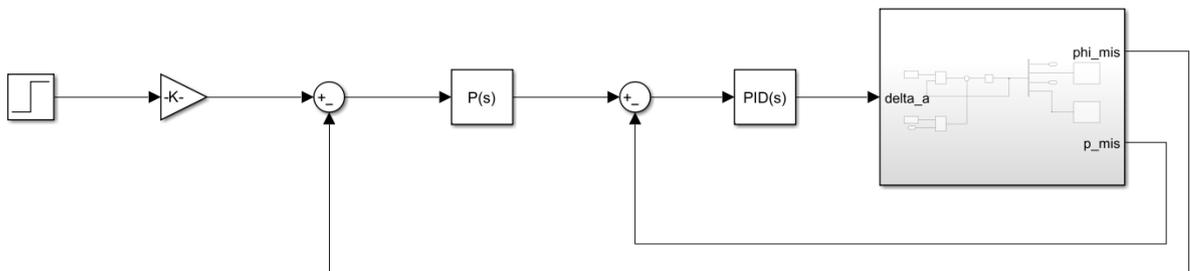


Figura 5: Schema a blocchi del controllore di rollio

Di seguito si descrivono i principali blocchi presenti nel diagramma e la loro funzione:

- Generatore di Segnale: fornisce il riferimento (in questo caso il rollio desiderato). Può trattarsi di un'onda quadra, di un segnale costante o di un profilo di riferimento variabile nel tempo.

- Blocco  $k$ : blocco di guadagno il cui compito è scalare il valore del riferimento in modo da adeguarlo ai livelli o alle unità di misura attesi dallo stadio successivo del controllore. Si è scelto qui di imporre un rollio massimo ammissibile di  $30^\circ$  (0.236 rad).
- Primo Sommatore (+): calcola l'errore tra il valore di riferimento (in uscita dal blocco  $k$ ) e il segnale di retroazione proveniente dal sistema (rollio misurato). Il risultato è l'errore

$$\varepsilon = (\text{riferimento}) - (\text{misura})$$

che verrà poi elaborato dal controllore.

- Blocco  $P(s)$ : può rappresentare una funzione di trasferimento o un semplice filtro in grado di pre-elaborare l'errore prima di passarlo al controllore principale. Si è imposto un valore del proporzionale pari a 11.
- Secondo Sommatore (+): il segnale in uscita da  $P(s)$  viene combinato con eventuali altri contributi (come segnali di compensazione o di retroazione aggiuntiva) in un secondo sommatore. L'uscita di questo sommatore è il segnale che entra nel controllore principale.
- Blocco  $PID(s)$ : controllore principale che, sulla base dell'errore in ingresso, elabora un'azione di controllo composta da tre termini: proporzionale, integrale e derivativo rispettivamente di valori 21, 0.8 e 0. L'uscita è il comando che verrà inviato all'attuatore (la deflessione  $\delta_a$ ).
- Attuatore: riceve il comando dal controllore e lo traduce in un'azione di controllo effettiva (ad esempio, la deflessione differenziale delle linee del parafoil). Da questo sottosistema emergono le grandezze misurate  $\phi_{mis}$  (rollio misurato) e  $p_{mis}$  (velocità angolare di rollio misurata) che ritornano ai sommatore iniziali per chiudere l'anello di controllo.

### 3.1.2 Simulazione e Risultati

Le simulazioni effettuate su Matlab-Simulink hanno permesso di validare l'efficacia del controllore sviluppato per il rollio, realizzato tramite deflessione asimmetrica dei flap, che garantisce una risposta stabile e precisa alle variazioni d'angolo.

Per le simulazioni sono state impostate le seguenti condizioni:

- tempo di arresto  $t = 20s$
- angolo di beccheggio  $\theta = 3^\circ$  (0.0524 rad)
- segnale di step dal valore iniziale e finale rispettivamente di 0 e 1

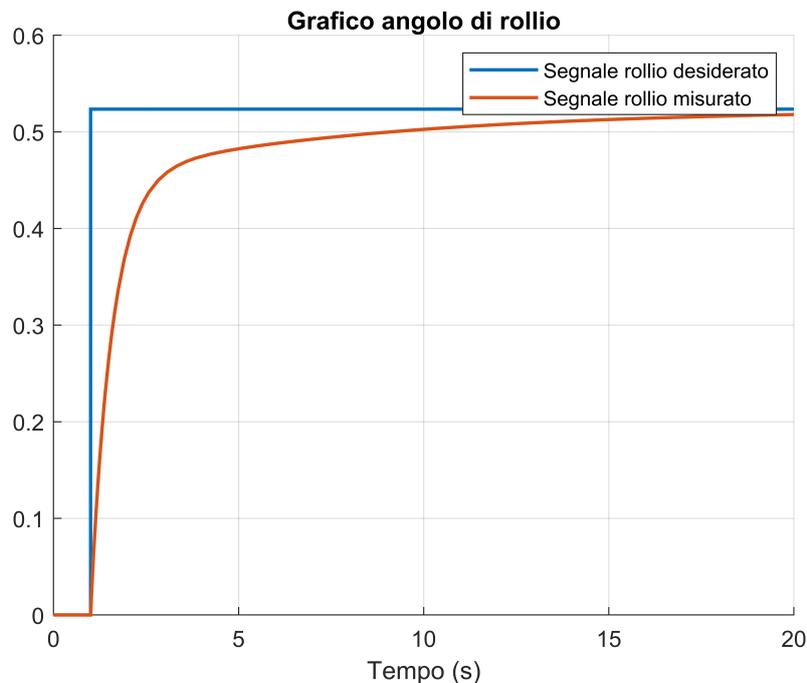


Figura 6: Output del controllore di rollio

La curva blu rappresenta il segnale di rollio desiderato (intorno a 0.5), mentre la curva rossa raffigura il rollio effettivo misurato. Nei primi istanti possiamo notare un angolo effettivo molto vicino allo zero, crescendo poi fino a convergere al valore di riferimento in pochi secondi. Il controllore dunque dimostra un'azione rapida e stabile: la distanza tra le due curve si riduce velocemente e, dopo circa 5 secondi, il sistema si mantiene in prossimità del valore di riferimento senza oscillazioni evidenti.

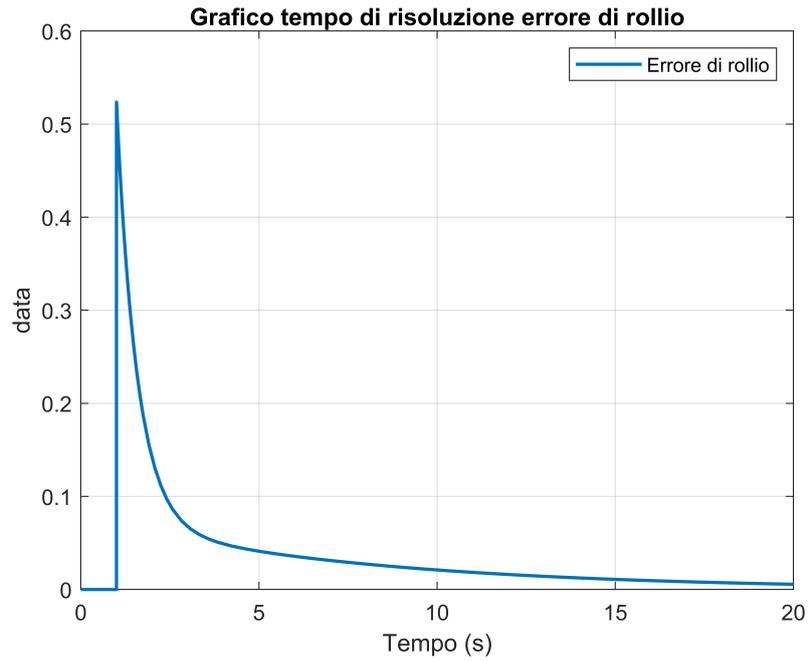


Figura 7: Correzione errore di rollio

In questo grafico, l'errore di rollio (differenza tra l'angolo di rollio desiderato e quello effettivo) parte da un valore iniziale relativamente elevato (circa 0.5) e decresce in modo rapido verso zero. La pendenza iniziale ripida indica una risposta energica del controllore che corregge l'errore in pochi secondi (all'incirca 4–5 s). Dopodiché l'errore si mantiene vicino allo zero, indicando un sistema in grado di stabilizzarsi e mantenere il rollio in prossimità del valore di riferimento con fenomeni di oscillazione minimi.

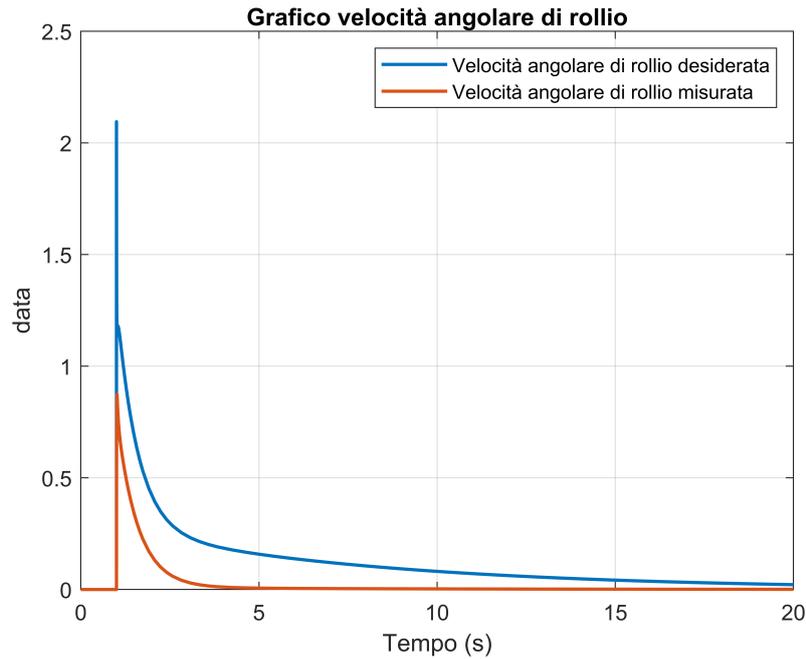


Figura 8: Output velocità angolare di rollio

Questo grafico confronta la velocità angolare di rollio desiderata (curva blu) con quella misurata (curva rossa). All’inizio la velocità effettiva è più bassa rispetto a quella desiderata, ma nel giro di pochi secondi le due curve convergono segnalando che il controllore riesce a portare la velocità reale in prossimità del riferimento. In particolare, nei primi istanti (0-2 s), si osserva una fase di risposta transitoria dove il controllore adegua l’uscita per compensare la differenza. Successivamente (oltre i 3-4 s) la velocità misurata si sovrappone quasi perfettamente a quella desiderata con un errore trascurabile.

In conclusione, tutti e tre i grafici mostrano che il controllore di rollio interviene in maniera efficace portando l’angolo di rollio e la sua velocità a valori prossimi a quelli desiderati in pochi secondi, confermando dunque che la taratura dei parametri è corretta. Ciò garantisce una stabilizzazione rapida e precisa, essenziale per mantenere un assetto laterale sicuro durante il volo.



## 3.2 Controllore di direzione

Come il controllore di rollio, anche quello di direzione è un elemento cruciale nei sistemi di guida del paramotore poiché si occupa di mantenere la traiettoria orizzontale desiderata regolando l'orientamento (imbardata) del veivolo. Dato il comportamento non lineare del volo del parafoil, il controllo della direzione rappresenta una sfida notevole: le dinamiche orizzontali del sistema sono infatti influenzate non solo dall'imbardata, ma anche dalle interazioni con gli altri gradi di libertà come il rollio.

Diversi studi hanno evidenziato l'efficacia di strategie di controllo basate su PID, controllo predittivo o sliding mode per il controllo della direzione nei parafoil sia in simulazioni che in applicazioni sperimentali [3]. Lo scopo comune di tali metodologie è ottenere una risposta dinamica rapida e stabile, in grado di garantire la convergenza verso il riferimento di direzione e di minimizzare l'errore di traiettoria, anche in presenza di condizioni ambientali avverse.

### 3.2.1 Schematizzazione

A seguito la schematizzazione del controllore di direzione realizzata su Matlab-Simulink:

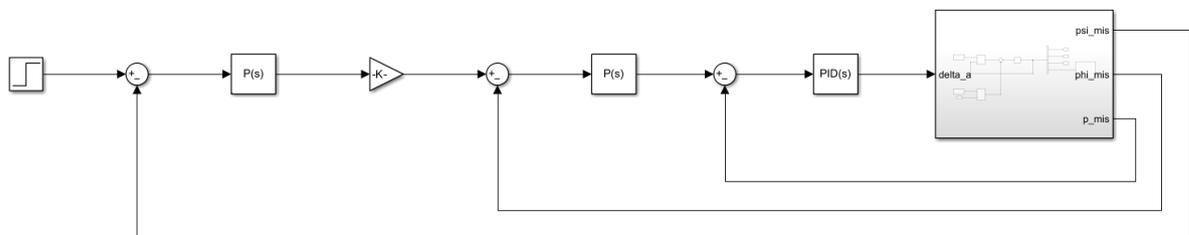


Figura 9: Schema a blocchi del controllore di direzione

Nel modello usato il controllore di direzione riceve in ingresso un riferimento di direzione, il quale viene solitamente generato da una legge di guida che tiene conto dell'errore laterale rispetto alla traiettoria desiderata. L'obiettivo è quello di minimizzare questo errore, elaborando un comando di deflessione (ad esempio attraverso la variazione differenziale delle linee di controllo) che generi il momento di imbardata necessario per correggere l'orientamento del veivolo.

Lo schema realizzato è il medesimo del controllore di rollio, ma con una serie di modifiche e aggiunte:

- Generatore di segnale: fornisce il valore di riferimento della direzione desiderata (ad esempio, l'angolo di imbardata  $\psi$  o una rotta da mantenere).
- Primo Sommatore (+): calcola l'errore tra il valore di riferimento e il segnale di retroazione proveniente dal sistema (imbardata misurata).
- Blocco  $P(s)$ : proporzionale aggiuntivo, di un valore pari a 4 che può fungere da compensatore intermedio o filtro aggiuntivo, ad esempio per smorzare eventuali oscillazioni di imbardata o per gestire meglio l'accoppiamento con altri assi (rollio e beccheggio).

Dopodichè il segnale filtrato o compensato in uscita da  $P(s)$  subisce gli stessi passaggi del controllore di rollio ovvero, dopo essere stato moltiplicato per un guadagno  $k$ , viene confrontato tramite un sommatore con i segnali di retroazione provenienti dal sistema (in questo caso, l'angolo di rollio e poi la velocità angolare di rollio). Successivamente il segnale entra come ingresso nel controllore principale  $PID(s)$ : qui i valori precedentemente usati per proporzionale, integrativo e derivativo vengono cambiati rispettivamente in 4, 4 e 0.6. In base all'errore ricevuto, il controllore elabora il comando necessario a generare un momento di imbardata, agendo sulla deflessione  $\delta_a$  o su un differenziale di linee di controllo dedicato alla direzione.

L'uscita di  $PID(s)$  entra in un sottosistema rappresentante l'attuatore che traduce il comando di controllo in un'azione fisica effettiva come variare la tensione su una o entrambe le linee di controllo, provocando un'imbardata nella direzione desiderata. Le uscite di questo sottosistema  $[\psi_{mis}, \phi_{mis}, p_{mis}]$  ritornano poi ai sommatore iniziali per chiudere l'anello di retroazione.

### 3.2.2 Simulazione e Risultati

Le simulazioni, realizzate sempre su Matlab-Simulink, hanno permesso di confermare anche in questo caso l'efficacia del controllore di direzione, mostrando una elevata stabilità e una buona precisione nelle variazioni di angolo di imbardata.

In particolare, le prove sono state svolte considerando le stesse condizioni di partenza utilizzate per il controllore di rollio in merito a tempo, angolo di beccheggio e input iniziale.

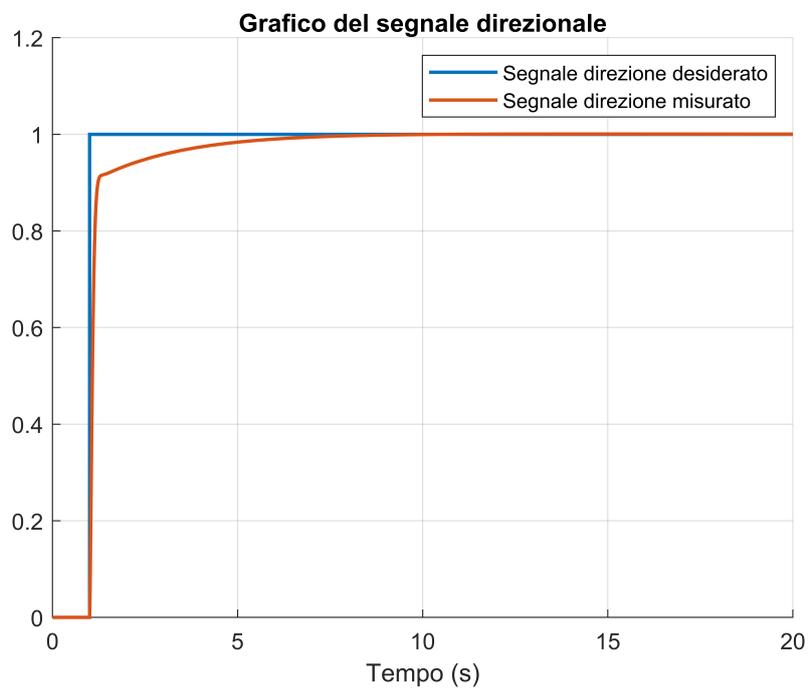


Figura 10: Output del controllore di direzione

La curva blu rappresenta il riferimento di direzione (ad esempio un angolo di imbardata desiderato), che si attesta su un valore di poco superiore a 1. La curva rossa mostra la direzione effettiva misurata che parte da 0 (o da un valore prossimo allo zero) e converge verso il riferimento nel giro di 5 secondi circa. Ciò che il controllore riesce a correggere rapidamente è l'orientamento del paramotore, portandolo alla direzione impostata senza eccessive oscillazioni.

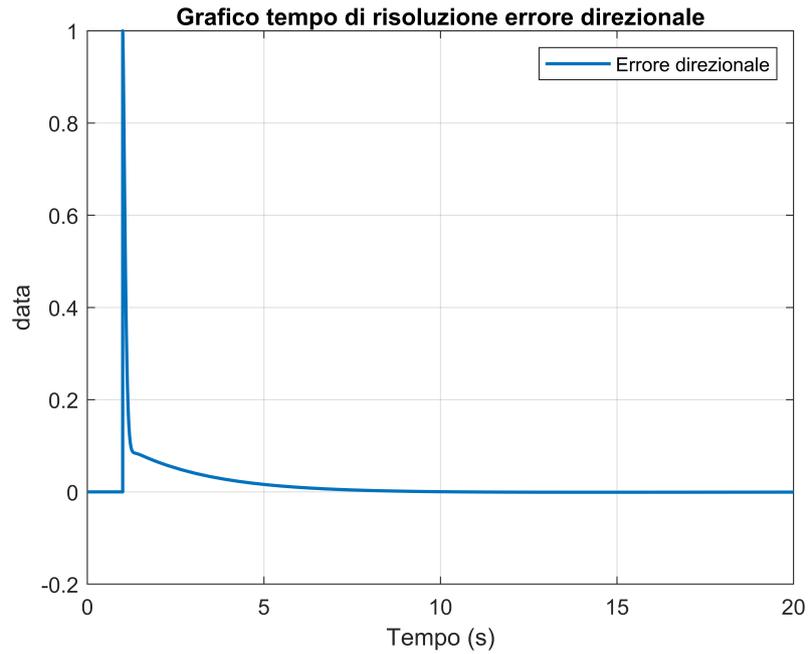


Figura 11: Correzione errore di direzione

L'errore direzionale (differenza tra il valore di direzione desiderato e quello misurato) parte da un valore intorno a 1 e decresce bruscamente verso lo zero nel giro di meno di un secondo, il residuo dell'errore continua poi a ridursi lentamente tendendo allo zero nel corso dei secondi successivi. La rapida caduta iniziale indica che il controllore di direzione è molto reattivo nel correggere la deviazione.

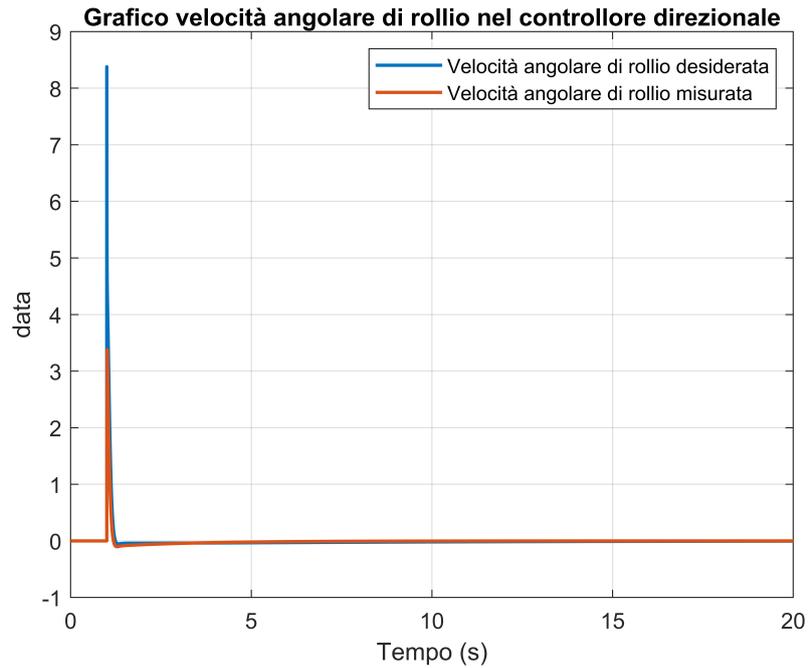


Figura 12: Output velocità angolare di rollio nel controllore di direzione

Pur trattandosi di un controllore di direzione, la velocità angolare di rollio risulta comunque rilevante, in quanto il parafoil presenta accoppiamenti tra l'asse di imbardata e quello di rollio. Nei primissimi istanti (0–1 s) si osserva un picco elevato della curva blu che decresce poi rapidamente fino ad assestarsi su valori prossimi allo zero. Questo picco iniziale riflette la necessità di un'azione energica di rollio per supportare la manovra di imbardata, dopodiché il sistema stabilizza la velocità angolare a livelli molto bassi. La sovrapposizione tra le curve, dopo la fase iniziale, è buona a conferma che il controllore e la strategia di compensazione gestiscono adeguatamente gli accoppiamenti tra rollio e direzione.

Per concludere, i risultati evidenziano un sistema di controllo direzionale ben progettato, in grado di raggiungere e mantenere l'orientamento desiderato in modo stabile, minimizzando anche gli effetti di accoppiamento con il rollio.



## 4 Prova di volo del paramotore

In questo capitolo vengono presentati i risultati di una prova pratica di volo eseguita in un apposita area esterna. Durante il volo, il paramotore è stato sottoposto a diverse manovre e sono stati registrati numerosi dati sperimentali utili per l'analisi delle prestazioni del sistema di controllo. In particolare, sono stati acquisiti i dati relativi agli angoli di Eulero, al throttle e ai comandi di controllo sia simmetrici che asimmetrici. Questi dati permettono di confrontare il comportamento reale del veivolo con le simulazioni teoriche sviluppate nei capitoli precedenti evidenziando la rapidità di risposta, la stabilità e l'efficacia dei controllori implementati, costituendo inoltre un punto di partenza per ulteriori ottimizzazioni e validazioni dei modelli dinamici.

### 4.1 Analisi dati di volo

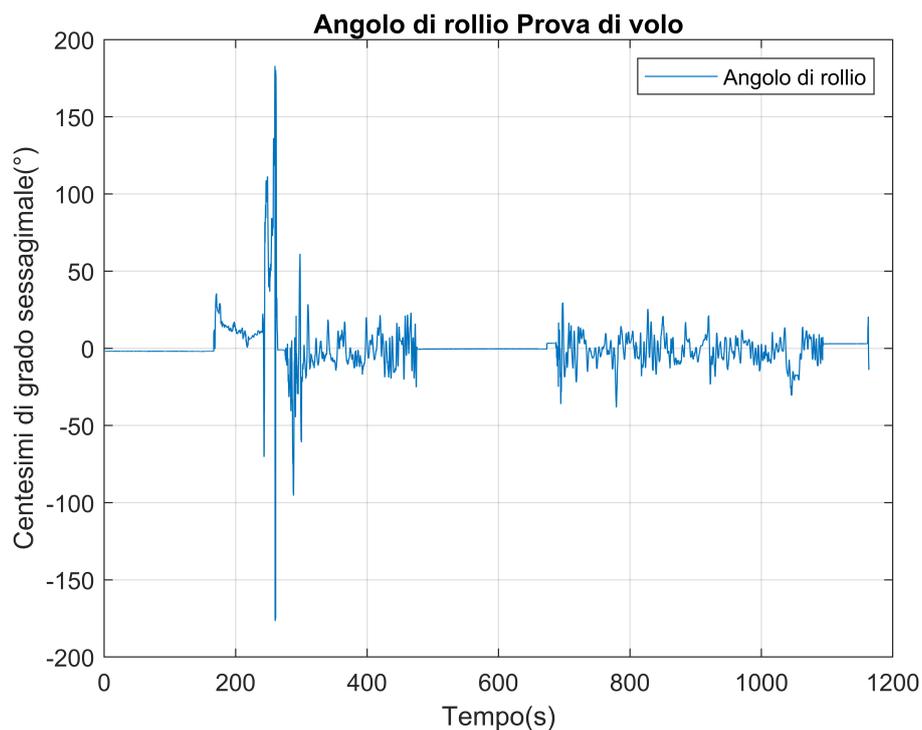


Figura 13: Angolo di rollio misurato durante il volo

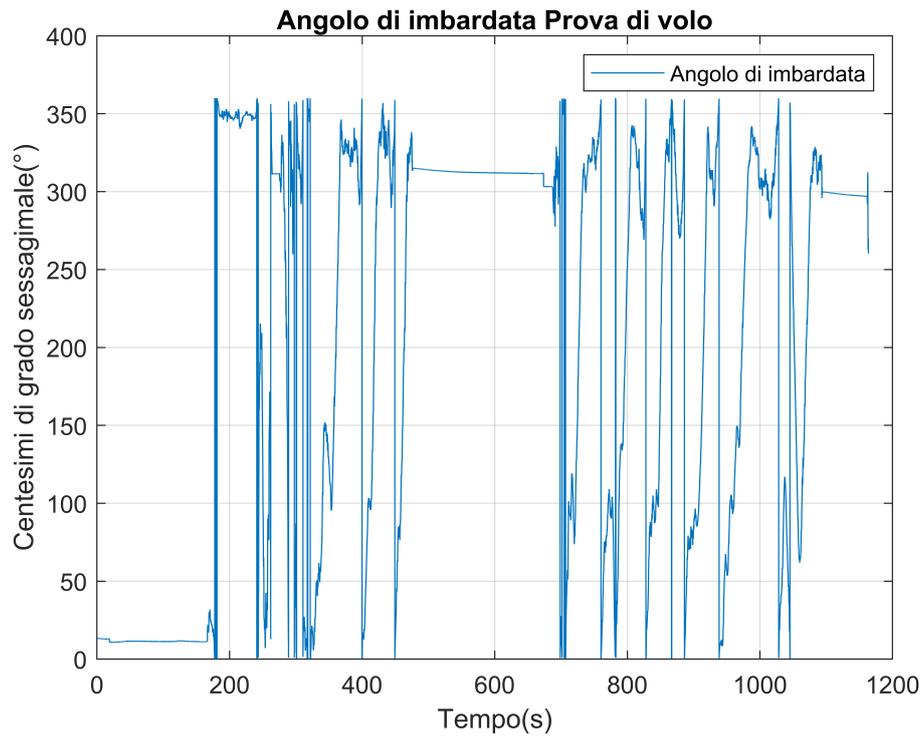


Figura 14: Angolo di imbardata misurato durante il volo

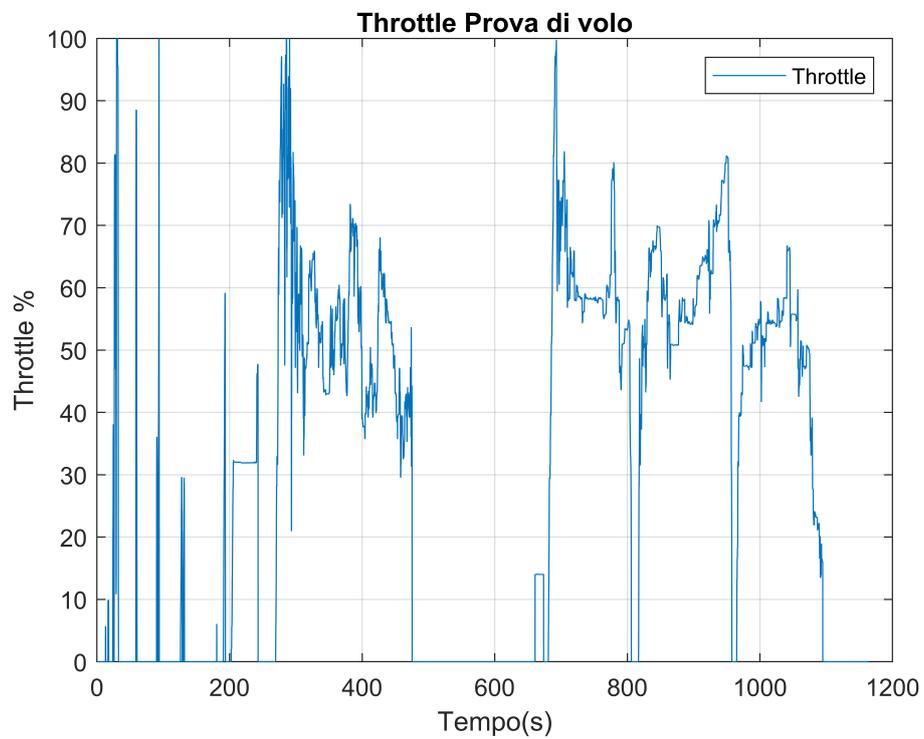


Figura 15: Throttle misurato durante il volo

In particolare si sono evidenziate alcune correlazioni tra diversi parametri durante la prova, andando anche a rilevare una serie di problematiche e criticità durante il volo del paramotore:

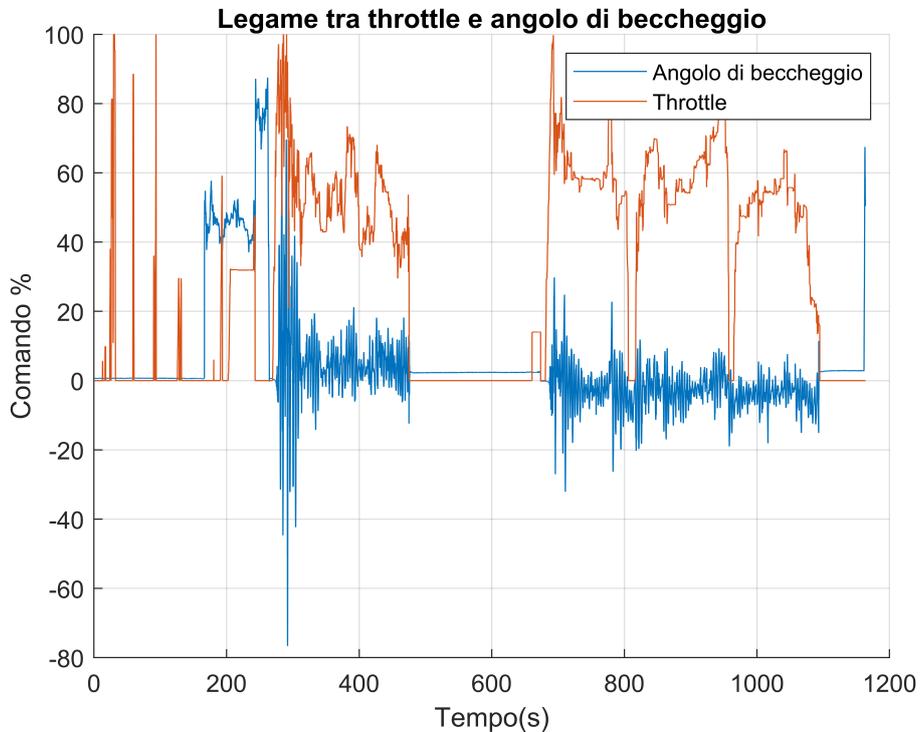


Figura 16: Correlazione tra throttle e angolo di beccheggio

Come possiamo notare dal grafico precedente, la relazione più importante è stata rilevata tra l'angolo di beccheggio  $\theta$  e la spinta fornita dal motore del velivolo (in questo caso esso era sovradimensionato). Infatti, ad aumenti del comando di throttle possiamo notare anche la presenza di picchi nell'angolo di beccheggio. Tutto ciò ha causato un forte fenomeno oscillatorio e instabile, soprattutto nelle prime fasi del volo dopo il decollo.

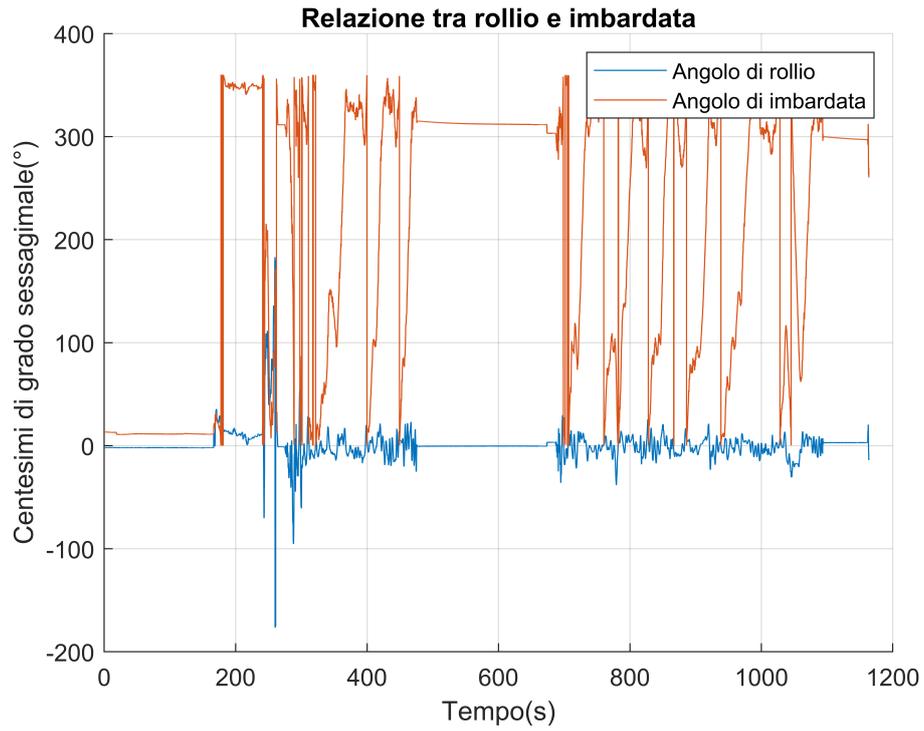


Figura 17: Correlazione tra angolo di rollio e imbardata

Si è fatto poi un confronto tra i due grafici relativi al rollio e l'imbardata rilevati, il risultato interessante lo si può notare nel tratto iniziale (in un range di tempo compreso tra 180-200 s) dove vediamo che un movimento attorno all'asse di rollio ha indotto un cambiamento correlato su quello di imbardata.

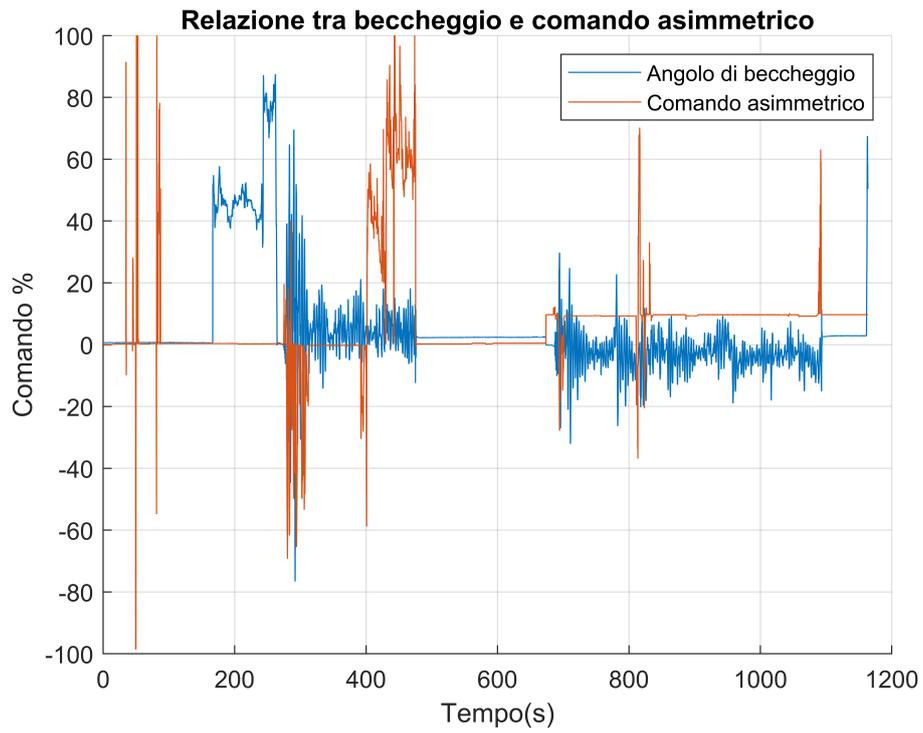


Figura 18: Correlazione tra angolo di beccheggio e comando asimmetrico

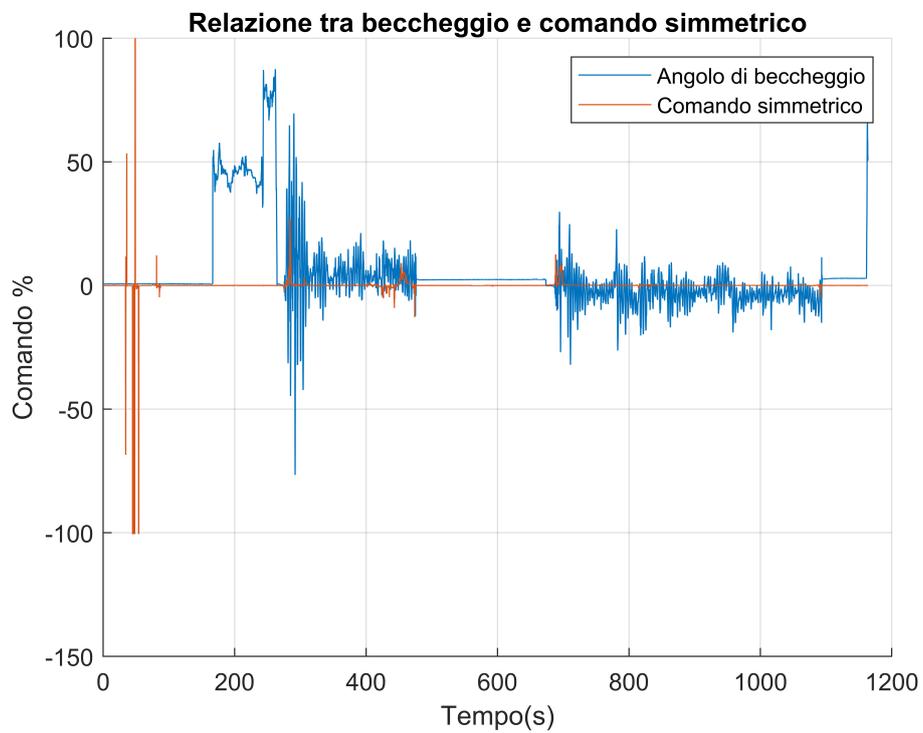


Figura 19: Correlazione tra angolo di beccheggio e comando simmetrico

In merito al legame tra beccheggio e comando asimmetrico/simmetrico possiamo evidenziare una maggior correlazione nel caso asimmetrico dove si può trovare maggiore corrispondenza tra l'aumento di  $\theta$  e il comando. Mentre in quello simmetrico non vi è essenzialmente alcuna associazione possibile tra i due parametri in gioco. In conclusione, l'elemento che più maggiormente ha influenzato il pitch è stato il throttle, mentre i comandi per il controllo del mezzo in maniera più lieve.

## 4.2 Percorso di volo e Analisi della traiettoria

Durante la prova pratica, il paramotore ha effettuato una serie di manovre in un'area di volo prestabilita. I dati registrati tramite GPS hanno permesso di ricostruire sia la traiettoria tridimensionale sia la proiezione a terra del percorso. Le figure evidenziano la complessità del percorso e la rapidità con cui il paramotore può variare quota e direzione.



Figura 20: Vista dall'alto del percorso eseguito dal paramotore

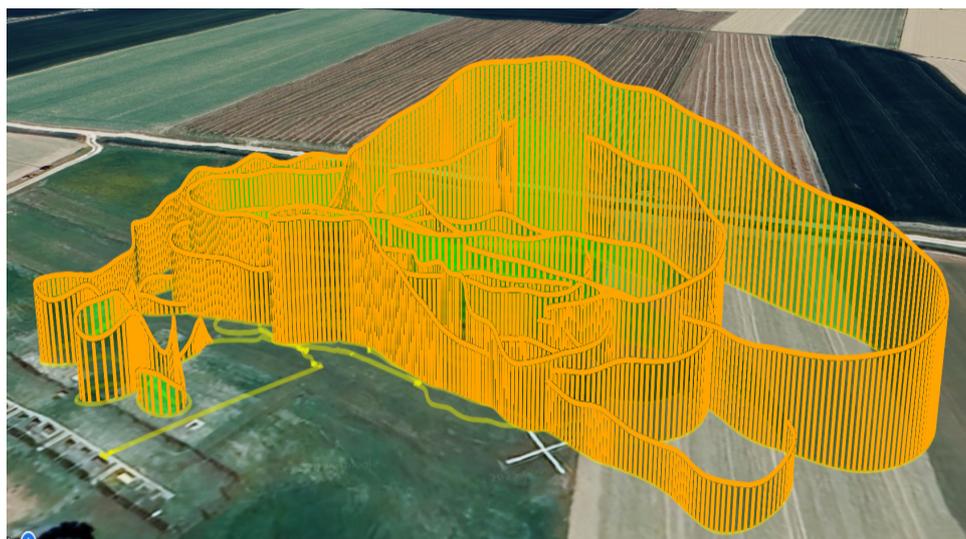


Figura 21: Vista 3D del percorso eseguito dal paramotore



### 4.3 Calcolo del coefficiente di resistenza parassita $C_{D0}$

Durante la prova di volo è stata effettuata una fase di planata dove il paramotore vola in regime quasi stazionario, consentendo di trascurare le accelerazioni significative e di semplificare la dinamica del sistema. In queste condizioni, è possibile stimare il coefficiente di resistenza parassita  $C_{D0}$  correlando la portanza e la resistenza misurate con i dati di velocità e assetto. Questo parametro, legato principalmente alle superfici esposte e alle interferenze aerodinamiche, risulta cruciale per la previsione delle prestazioni di volo, in particolare in termini di efficienza aerodinamica e tasso di caduta.

I dati utilizzati sono stati ricavati dalla geometria e durante la fase di planata in volo, essi sono i seguenti:

- massa totale  $m = 1.880$  kg
- apertura alare  $b = 2.4$  m
- sezione alare  $S = 1.2$  m<sup>2</sup>
- fattore di Oswald  $e = 0.85$
- accelerazione di gravità  $g = 9.80665$  m/ s<sup>2</sup>
- densità dell'aria  $\rho = 1.225$  kg/ m<sup>3</sup>
- velocità verticale  $V_z \approx 0.99$  m/s
- velocità orizzontale al suolo  $spd = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \approx 4.88$  m/s
- allungamento alare  $AR = \frac{b^2}{s} = 4.8$
- coefficiente relativo alla resistenza indotta  $k = \frac{1}{\pi AR e} = 0.078$

Dopodichè si è calcolato l'angolo di pendenza della traiettoria:

$$\gamma = \tan^{-1}\left(\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}}\right) = 11.46^\circ$$

e il modulo del vettore velocità:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} = 4.98 \text{ m/s}$$

Infine, grazie al  $C_L$  trovato tramite la seguente formula

$$C_L = \frac{2 m g}{\rho S V^2 \cos \gamma} = 1.012$$

si è giunti al calcolo finale di  $C_{D0}$  tramite l'equazione:

$$\frac{1}{2} \rho S V^2 (C_{D0} + k C_L^2) = m g \sin \gamma$$

$$C_{D0} + k C_L^2 = \frac{2 m g \sin \gamma}{\rho S V^2}$$

$$C_{D0} = \frac{2 m g \sin \gamma}{\rho S V^2} - k C_L^2$$

$$C_{D0} = 0.09$$

## 5 Limiti e Svantaggi del paramotore

Il paramotore, inteso come sistema aereo costituito da una parafoil e un payload (spesso dotato di un propulsore), rappresenta una soluzione innovativa e versatile per numerose applicazioni. Tuttavia, la sua implementazione pratica presenta diversi limiti e problematiche che ne compromettono in parte le prestazioni:

- **Sensibilità alle Perturbazioni Ambientali:**

Il paramotore opera a velocità basse, spesso comparabili con quelle del vento, rendendolo estremamente suscettibile alle raffiche e alle variazioni improvvise. Esse influiscono negativamente sul controllo della traiettoria e, in casi estremi, inducono condizioni di stallo o perdita di stabilità.[6]

Oltre al vento, altre condizioni come la pioggia e le turbolenze possono modificare le proprietà aerodinamiche del parafoil, compromettendo sia la stabilità che l'efficienza del volo.

- **Non Linearità e Accoppiamenti Dinamici:**

La dinamica del paramotore è altamente non lineare con forti accoppiamenti tra i gradi di libertà (rollio, beccheggio, imbardata). Questi accoppiamenti, uniti alla natura sottoattuata del sistema (dato il numero limitato di attuatori, come la deflessione delle linee e la spinta del motore), complicano significativamente la progettazione di controllori robusti [7].

- **Effetto della Massa Apparente:**

Durante il volo il moto della vela induce una massa d'aria in movimento, generando forze e momenti aggiuntivi noti come effetto di massa apparente. Questo fenomeno può alterare notevolmente la risposta dinamica del sistema, richiedendo modelli accurati per compensare tali effetti.[4]

- **Limitazioni della Strumentazione:**

Nei sistemi operativi sul campo la raccolta dei dati di volo è spesso limitata (ad esempio, un singolo ricevitore GPS), rendendo difficile un'identificazione accurata dei parametri aerodinamici e delle forze interne. La scarsità di dati ad alta frequenza e precisione porta a modelli dinamici meno affidabili e a controllori che possono risultare meno performanti. [9]

- **Complessità della Modellizzazione:**

Per rappresentare in maniera fedele la dinamica del paramotore sono stati sviluppati modelli a 6, 8 o 9 gradi di libertà. I modelli semplificati a 6 DOF

possono non catturare tutte le dinamiche reali, mentre i modelli più complessi risultano difficili da implementare, analizzare e tarare in tempo reale complicando il processo di progettazione dei sistemi di controllo.

In conclusione, nonostante il paramotore offra vantaggi notevoli in termini di portabilità, costi operativi ridotti e capacità di carico, presenta anche importanti limitazioni. La forte sensibilità alle perturbazioni ambientali, la complessità della dinamica non lineare, gli effetti significativi della massa apparente e le difficoltà legate alla raccolta e all'identificazione dei dati di volo sono tra le principali problematiche. Questi aspetti richiedono l'impiego di metodi avanzati di modellazione e strategie di controllo sofisticate per garantire una performance affidabile in condizioni operative reali.



Figura 22: Modellino di paramotore in volo



Figura 23: Modellino di paramotore in fase di atterraggio

## Riferimenti bibliografici

- [1] Ali Haydar Göktoğan. “Guidance, Navigation and Control of a Small-Scale Paramotor”. In: ().
- [2] E González et al. “Development of a 6-DoF simulator for analysis and evaluation of autonomous parafoil systems”. In: *International Center for Numerical Methods in Engineering, CIMNE Technical Report 356* (2011).
- [3] Prashant Kumar et al. “Dynamic waypoint navigation and control of light weight powered paraglider”. In: *2020 IEEE Aerospace Conference*. IEEE. 2020, pp. 1–8.
- [4] Peter Lissaman e Glen Brown. “Apparent mass effects on parafoil dynamics”. In: *Aerospace Design Conference*. 1993, p. 1236.
- [5] Shuzhen Luo et al. “Accurate flight path tracking control for powered parafoil aerial vehicle using ADRC-based wind feedforward compensation”. In: *Aerospace Science and Technology* 84 (2019), pp. 904–915.
- [6] Shuzhen Luo et al. “Soft landing control of unmanned powered parafoils in unknown wind environments”. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 233.3 (2019), pp. 949–968.
- [7] Y Ochi e M Watanabe. “Modelling and simulation of the dynamics of a powered paraglider”. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 225.4 (2011), pp. 373–386.
- [8] Nathan Slegers e Mark Costello. “Aspects of control for a parafoil and payload system”. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 26.6 (2003), pp. 898–905.
- [9] Michael Ward, Mark Costello e Nathan Slegers. “Specialized system identification for parafoil and payload systems”. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 35.2 (2012), pp. 588–597.
- [10] Yuemin Zheng et al. “Sideslip angle estimation based active disturbance rejection 3D trajectory tracking control for powered parafoil system and hardware-in-the-loop simulation verification”. In: *Aerospace Science and Technology* 141 (2023), p. 108497.