



POLITECNICO DI TORINO

**COLLEGO DI INGEGNERIA MECCANICA, AEROSPAZIALE,
DELL'AUTOVEICOLO E DELLA PRODUZIONE**

TESI:

**SVILUPPO DI UN MODELLO MATEMATICO PER L'ANALISI DI
UN DISPOSITIVO PER IL RIENTRO GUIDATO DI VEIVOLI
SPAZIALI**

AUTORE:

MANUEL ALEJANDRO SALAZAR MOLINA

RELATORI:

MAURO STEFANO (DIMEAS)

PASTORELLI STEFANI PAOLO (DIMEAS)

MOHTAR EIZAGA THAREK MANUEL (DOCENTE ESTERNO)

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA MECCANICA

5, aprile del 2018

AGRADECIMIENTOS

Esta tesis es la conclusión de un capítulo muy importante de mi vida, pero también significa el inicio de otro aún más grandioso. Sin darle larga al asunto, le doy gracias a Dios, porque cuando vine a este país con un estomago hambriento, un bolsillo prácticamente vacío, y con un corazón roto, me enseñó las mejores lecciones de la vida: ***“Uno es más fuerte de lo que piensa, y ser excepcional implica solo empujar un poquito más que los demás”***

A mi familia, por todos sus mensajes, fotos, llamadas, su apoyo, cuando estaba ocupado trabajando y estudiando.

A mis padres **Miguel Salazar, Deibis Molina**, y mi hermano **Jesús Salazar**, porque me siguen ayudando aun cuando no lo merezco.

A mis amigos (mi segunda, pero nos menos querida, familia) **Carlos Alcala, Gregorio Loayza, Enmanuel Ferreira, Duque Francisco, Jhonny Mogollon, Francis González, Ligia Villasmil, Mario**, porque sin ellos no seria ni la mitad de ser humano de lo que soy ahora. Por los años vividos en compañía, por el futuro por venir, mis más sinceras gracias, y mis más sinceras disculpas, me tarde un poco más de los esperado, pero: ***“lo logre, muchachos”***.

A mis profesores, que han sido tantos que me bastaría una segunda tesis solo por nombrarlos. Dedico a ustedes cada letra de este trabajo. Desde mis profesores del primer semestre de la **Universidad Central de Venezuela**, hasta mi tutor de tesis **Stefano Mauro**. Gracias por su apoyo, sus conocimientos y su paciencia, porque se que la tuvieron conmigo en cada momento.

A todos mis compadres italianos que he hecho en el camino, trabajando y estudiando. He hecho más de los que pude soñar. Este agradecimiento es para ustedes que me hacer sentir como parte de su familia.

Al **CET de CNH Industrial Torino**. Gracias por ofrecerme una experiencia de trabajo inimaginable, llena de aprendizaje y sonrisas. Solo han sido 3 meses de STAGE, pero parece que nos conocemos de toda la vida. Gracias, muchachos.

A mis héroes, por inspirarme y empujarme cuando más lo necesitaba. Fueron dos años y medio muy difíciles, y sin ustedes, no había sido posible, **ありがとうございます**.

INDICE

INTRODUZIONE	5
CAPITOLO 1: ARCHITETTURA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	9
1) UNA DESCRIZIONE GENERALE DEL FUNZIONAMENTO DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	9
2) SOTTOSISTEMI CHE COMPONGONO IL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	10
CAPITOLO 2: MODELLO MATEMATICO DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD . 24	
1) SELEZIONE DEI GRADI DI LIBERTÀ DEL MODELLO MATEMATICO	24
2) CALCOLO DEL CENTRO DI MASSA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	25
3) CALCOLO DEL TENSORE DI INERZIA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD, RISPETTO A CM, E RISPETTO AL SRB:	28
4) CINEMATICA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	31
5) DINAMICA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	33
5.1.1) Forza peso proiettata nel SRB	34
5.2) Momenti che agiscono nel sistema parafoil-payload	43
6) CREAZIONE DEL SISTEMA DI EQUAZIONI	47
7) STRATEGIA DE CONTROLLO AUTOMATICO	49
7.1) CONTROLLO LATERAL (NAVIGATION)	49
7.2) CONTROLLO DI ALTITUDINE	52
CAPITOLO 3: MODELLO MATEMATICO DEL SISTEMA DI CONTROLLO	56
1) SISTEMA MECCATRONICO	56
1.1) Struttura dei dispositivi di attuazione controllata	56
1.2) Equazioni differenziali di ordine “n”	58
1.3) Sistemi di primo ordine	59
2) SISTEMA MECCATRONICO NEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD	60
2.1) Sensore GPS e sensore Giroscopico	63
2.2) Il PC	64
2.3) L’interfaccia e il sistema di attuazione	65
CAPITOLO 4: IMPLEMENTAZIONE DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD IN MATLAB-SIMULINK	71
1) IL PROGRAMMA PRINCIPALE	71
2) SUBPROGRAMMI	72
3) MODELLI SVILLUPATI	82
CAPITOLO 5: SIMULAZIONI IN AMBIENTE MATLAB-SIMULINK	95

1) SIMULAZIONE PER OSSERVARE IL COMPORTAMENTO DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD.....	100
2) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA PRECISIONE DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD.....	106
3) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA ALLA MASSA DEL PAYLOAD.....	129
4) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA ALL'ANGOLO DI INCIDENZA DEL PARAFOIL	137
5) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD ALLA VARIAZIONE DELLA COSTANTE DI TEMPO DEL SISTEMA MECCANICO	144
6) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD AL VENTO	156
7) SIMULAZIONE PER VALUTARE PRECISIONE DEL SISTEMA PARAFOIL- PAYLOAD RISPETTO AL VENTO	164
CONCLUSIONE	168
REFERENZE BIBLIOGRAFICHE.....	170

INTRODUZIONE

STORIA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

1) Applicazioni dei paracaduti e limitazioni dei paracaduti non guidati autonomamente

I parafoils a guida autonoma offrono un mezzo leggero ed efficiente per la consegna di merci e pacchi alle coordinate di terra specificate. I sistemi di paracadute tradizionali utilizzano singoli o multipli tettucci (**Canopies**) rotondi raggruppati che scendono verticalmente. Tali sistemi sono in balia del vento, in quanto non hanno la capacità di controllo del moto laterale.

La maggior parte dei paracadute per "**gliding**" hanno anche un certo livello di controllo della sterzata che, anche prendendo in considerazione la sua alla capacità di planata (**glide**), concede al sistema di compensare il vento e potenzialmente sterzare verso un punto di desiderato atterraggio. Tale sistema di paracadute, accoppiato ad un sistema autonomo di guida e controllo, ha un'ampia capacità.

Sia i sistemi paracadute tipici che ai paracadute per "**gliding**" hanno molte applicazioni possibili, tra cui militari, scientifiche e civili, con carichi utili che vanno da pochi chilogrammi a molte migliaia di chilogrammi.

Quando si impiega un sistema di paracadute convenzionale, vi sono forti limitazioni relative alla dimensione della zona di atterraggio richiesta, alle altitudini dalle quali il sistema può essere utilizzato e alla regione di lancio e/o dispiegamento accettabile del paracadute, tutte dovute all'incertezza del profilo del vento. Per ottenere una precisione di atterraggio accettabile in presenza di vento, il sistema deve essere impiegato a partire da basse altitudini (da poche centinaia a poche migliaia di metri) e da quasi sopra il target. Con l'aumentare dell'altitudine, la dimensione della zona di atterraggio richiesta aumenta perché diminuisce la precisione di atterraggio.

Questo non è ideale per molte applicazioni militari, in quanto un dispiegamento a bassa quota mette a rischio l'aereo utilizzato per il lancio e ai militari che sono a terra, anche la posizione della zona di atterraggio al nemico che mette a rischio le operazioni segrete.

Paracadute per il recupero di carichi utili scientifici da razzi sonda, palloncini o veicoli spaziali che per necessità, rendendo la dispersione potenziale di atterraggio piuttosto grande.

I paracadute per "**gliding**" con capacità sterzante, offrono molti vantaggi rispetto ai sistemi di paracadute tradizionali, ad esempio: la velocità di avanzamento permette al sistema di penetrare nel campo di vento e minimizzare o eliminare la deriva dovuta al vento, in questo modo il sistema può essere utilizzato da altitudini molto più elevate e riduce notevolmente le dimensioni della zona di atterraggio necessaria. Inoltre, la capacità di "**gliding**" consente al sistema di essere impiegato in caso di offset orizzontali potenzialmente grandi rispetto al target.

2) Il parafoil e lo sviluppo del sistema autonomo parafoil-payload

Il paracadute parafoil, o paracadute a ram-air, è una classe speciale di paracadute per "**gliding**" che, quando è gonfiato, assomiglia ad un profilo alare. Il parafoil si basa su un progetto di kite che è stato scoperto da D. Jalbert all'inizio degli anni sessanta.

Negli anni '90 il Global Positioning System (**GPS**) è stato aperto al pubblico e i piccoli sistemi informatici integrati erano sempre più disponibili. Nel 1994 la National Aeronautics and Space Administration (**NASA**) ha iniziato un programma per determinare la fattibilità di utilizzare un parafoil per il recupero autonomo delle navicelle spaziali durante le fasi finali del rientro.

Il programma è infine cresciuto fino a diventare il programma completo X-38 Crew Recovery Vehicle Program. In collaborazione con i programmi della NASA, l'esercito statunitense ha iniziato il programma Guided Parafoil Airborne Delivery System (**GPADS**) per dimostrare l'applicabilità di un sistema di recupero ad alto glide per la stabilizzazione, la decelerazione e l'atterraggio di precisione di una vasta gamma di payloads militari. I recenti progressi nelle prestazioni dei parafoils, nei sistemi informatici

integrati e negli algoritmi di guida hanno portato ad una serie di nuovi sistemi autonomi di airdrop attualmente in uso.

IL PROBLEMA DELLA GUIDA DEL PARAFOIL

Ci sono molte problematiche da affrontare per qualsiasi algoritmo di guida per parafoil autonomi. A differenza dei veicoli a motore, parafoils generalmente non hanno la capacità di risalire. Ciò significa che si può fare un solo tentativo di atterraggio.

La maggior parte dei sistemi parafoil utilizzano la velocità di imbardata o l'accelerazione dell'imbardata come mezzo primario di controllo e quindi hanno poca o nessuna capacità di ridurre l'errore di tracciamento (**tracking**) della traiettoria lungo il target. Inoltre, la risposta di sterzata e le prestazioni di "**glide**" possono variare notevolmente a seconda delle dimensioni del paracadute e del carico, che possono cambiare da missione a missione.

Un'altra complicazione significativa è che il profilo del vento ha un impatto notevole sul movimento del sistema e spesso non è noto in anticipo o può essere conosciuto solo approssimativamente. La velocità del vento a diverse altitudini può superare la velocità dell'aria del veicolo, il che significa che durante alcune parti del volo il sistema potrebbe non essere in grado di avanzare in avanti rispetto al suolo. Un buon algoritmo di guida deve essere robusto in tutte queste condizioni avverse. Per un determinato paracadute e carico, il modo migliore per ottenere questo risultato è conservare l'energia di manovra il più a lungo possibile nella traiettoria. Il modo migliore per superare l'incertezza del vento è con un carico più pesante, che aumenta la velocità dell'aria del sistema. L'effetto collaterale è che sia la velocità dell'aria orizzontale che quella verticale sono maggiori, aumentando la forza d'impatto.

LIMITAZIONI DEGLI ATTUALI ALGORITMI DI GNC PER I SISTEMI PARAFOIL-PAYLOAD

Gli algoritmi che generano traiettorie sono tipicamente adattati ad un parafoil e ad un carico utile specifici, e richiederebbero modifiche da applicare ad una diversa classe di paracadute e carico utile. Ciò che generalmente manca è un approccio di guida unificato che funzioni bene per una grande classe di parafoil ed è facilmente adattabile alle variazioni grosse del rapporto Lift-drag (L/D), al "**wind loading**" (W/S) e alla velocità o accelerazione massima di virata.

PROPOSTA DI LAVORO TESI

Primo step: Ricerca bibliografica su modelli matematici presenti in letteratura, in grado di simulare il sistema parafoil-payload.

Secondo step: Sviluppare un modello a 6 gradi di libertà (DOF) in ambiente Matlab-Simulink del sistema parafoil-payload, partendo dai modelli studiati in letteratura. Tale modello implica che siano noti una serie di coefficienti aerodinamici che descrivono il comportamento della vela, detti coefficienti in prima battuta possono essere ipotizzati.

Terzo step: Sviluppo di diverse simulazioni che permettono osservare e valutare:

- Il comportamento tipico di un sistema parafoil-payload a 6 DOF guidato con un sistema di controllo GNC, mentre sviluppa una missione.
- La precisione del sistema parafoil-payload.
- La sensibilità del sistema parafoil-payload a diversi parametri, ad esempio: la massa del payload, l'angolo di incidenza, il vento in diverse direzioni, ecc...

CAPITOLO 1: ARCHITETTURA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

1) UNA DESCRIZIONE GENERALE DEL FUNZIONAMENTO DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

Questo sistema parafoil-payload può essere orientato autonomamente verso un target predefinito utilizzando un sistema di guida, navigazione e controllo (**Guidance, Navigation and Control, System**) (GNCS). Il GNCS recupera le informazioni attuali di posizione e direzione da un sistema combinato GPS/Heading e calcola i vettori di sterzo verso il target, dopo di che il sistema GNC aziona le linee dei freni, inviando comandi ad un sistema di attuatori. Il controllo dell'attuatore si avvia solo quando il sistema parafoil-payload è completamente in servizio (**fully deployed**) per evitare il groviglio dei cavi di comando.

Il cuore di questo sistema è il sistema computerizzato di guida, navigazione e controllo (GNCSS). Questo sistema è costituito dall'unità di interfaccia di guida, navigazione e controllo (**Guidance, Navigation and Control Interface Unit**) (GNCIU) e da un certo numero di sensori che forniscono i dati della navigazione.

Durante l'accensione, GNCIU carica una serie di parametri predefiniti, per la pianificazione della missione, che sono stati memorizzati su una memory stick.

Il sistema degli attuatori accetta i comandi dal computer GNCS e sposta gli argani. I motori devono essere scelti in modo tale che possano muovere gli argani a pieno carico e con la velocità necessaria per un atterraggio morbido. Un impianto di alimentazione elettrica (power supply) fornirà energia al sistema di controllo e agli attuatori durante tutte le fasi del volo. In questo modo la fase più impegnativa sarà la fase di **flare**.

Il GBCS è composto dai seguenti componenti:

- Stazione di pianificazione e supporto delle missioni (**Mission Planning and Support Station**)
- Stazione di monitoraggio e controllo remoto (**Remote Control and Monitor Station**)

- Parte a terra del sistema di collegamento dati bidirezionale (**Ground-based part of the bi-directional data link system**)

Il GBCS è dotato di un interruttore di emergenza. All'attivazione viene inviato un comando al GNCS di bordo che attiva un relè che a sua volta attiva un sistema di emergenza. Al momento dell'attivazione, il sistema di emergenza scollega la scatola che contiene l'apparecchiatura di GCNS dal pallet principale e avvia l'apertura di un sistema di paracadute più piccolo collegato all'apparecchio. In questo modo verrà salvata l'attrezzatura.

Un sistema separato di acquisizione dei dati di volo (Flight Data Acquisition System) (FDAS) sarà presente a bordo del carico utile per acquisizione e registrazione di una serie di parametri di volo e di controllo. Questi dati saranno utilizzati per l'analisi post volo, ad esempio l'identificazione del sistema.

2) SOTTOSISTEMI CHE COMPONGONO IL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

Il Sistema Parafoil-Payload è costituito dai seguenti sottosistemi principali:

1. Paracadute (Parafoil)
2. Sistema di guida, navigazione e controllo a computer (Guidance, Navigation and Control Computer System)
3. Sistema attuatore (Actuator System)
4. Impianto di alimentazione elettrica (Power supply)
5. Sistema telemetria e telecomunicazioni (Telemetry and Telecommand System)
6. Carico utile (Payload)

2.1) Parafoil:

Un parafoil è un'ala gonfiata a ram air la cui geometria è definita dalle dimensioni dei suoi elementi in tessuto e dal sistema di linee "rigging" di tensionamento (Lingard, 1995).

Gli elementi in tessuto formano una superficie, superiore e inferiore del profilo aereo, che è diviso in sezioni lungo la larghezza (**wingspan**) da costole. Il tessuto è ad alta resistenza, non poroso, rip-stop, fatto di nylon. Le divisioni cellulari sono formate da costole di tessuto che agiscono in tensione per mantenere la geometria della sezione del profilo.

Il parafoil mantiene la sua forma aerodinamica grazie alla pressurizzazione ad aria attraverso le bocchette di ventilazione nel bordo d' attacco del profilo. Il flusso d' aria in arrivo impatta all' interno del foglio, provocando il gonfiaggio del foglio, in quanto la pressione interna è ora maggiore della pressione atmosferica locale.

$$P_o = P_s + \frac{1}{2} * \rho * V a^2 \quad \text{Eq. (1)}$$

Dove:

- P_o è la pressione di ristagno del flusso, che è uguale alla pressione totale
- P_s è la pressione statica del flusso d'aria
- ρ è la densità dell'aria
- $V a$ è la velocità aerodinamica del flusso d'aria



Figura 1. Descrizione grafica dei componenti del parafoil

Le bocchette trasversali nelle costole assicurano la distribuzione della pressione lungo l'estensione dell'ala. Le forze aerodinamiche sviluppate sul parafoil sono distribuite attraverso il sistema di linee ramificate, che formano il **rigging** del paracadute. Queste linee agiscono in tensione per mantenere uniforme il carico alare e quindi la geometria del parafoil. Le linee di **rigging** sono collegate alla superficie inferiore del parafoil lungo le costole, convergendo sotto il paracadute a quattro linee di volo: due linee simmetriche di potenza, e due linee simmetriche di sterzo/freni/controllo (**brake lines**).

Il parafoil è controllato regolando la lunghezza relativa delle linee di sterzo/controllo, dette anche linee dei freni (**brake lines**). Dette linee arrivano fino al bordo d' uscita del paracadute, uno per ogni lato, e il loro relativo accorciamento fa deflettere il bordo d' uscita verso il basso su un determinato lato. Questo ha l'effetto di aumentare la curvatura del bordo d'uscita localmente dove si verifica la deflessione, cambiando localmente la forza di sollevamento e di trascinamento del paracadute (**lift and drag forces**) .

La deflessione asimmetrica delle linee dei freni provocherà un effetto insieme di momento d'imbardata e momento di rollio, consentendo lo sterzo. Nella posizione di iniziale delle linee del freno, dette linee sono caricate in modo molto leggero, però con l'aumento della tensione si ottiene un aumento della deflessione. Per ridurre al minimo il peso del paracadute, polimeri ad altissimo rapporto resistenza/peso come la **Dyneema braided rope (Bosman, Reid, Vlasblom, & Smeets, 2013)** sono utilizzati nelle linee di rigging de nell' imbracatura principale (**main tether**).

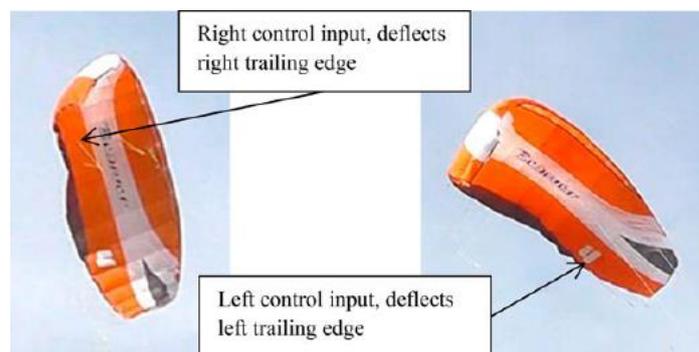


Figura 2. Deflessione del bordo d'uscita del paracadute quando sono attive le linee di freno

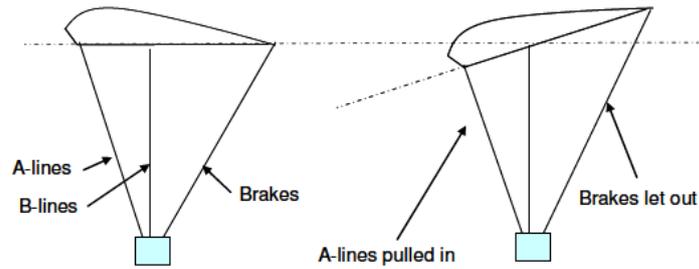


Figura 3. Diverse linee che si possono trovare nel paracadute

Per segnalare in questa tesi come viene realizzato il paracadute, in che modo funziona e nel modo in cui vengono distribuite le linee, si utilizzerà un esempio di paracadute alare a basso rapporto di aspetto (**Low Aspect Ratio**) con le seguenti caratteristiche:

Geometria del Parafoil	Low AR
Aspect Ratio	2,79
Area	2,1 m ²
Span	2,4 m
Mean Chord	0,88 m
Canopy Arc Radius	1,68 m
Projected Aspect Ratio	2,01 m ²
Projected Area	1,7
Total rigging line length	26 m
Mass (Weight)	3,7 kg
Wing Loading	1,76 kg/m ²

Tabella 1. Caratteristiche di un parafoil con Low Aspect Ratio

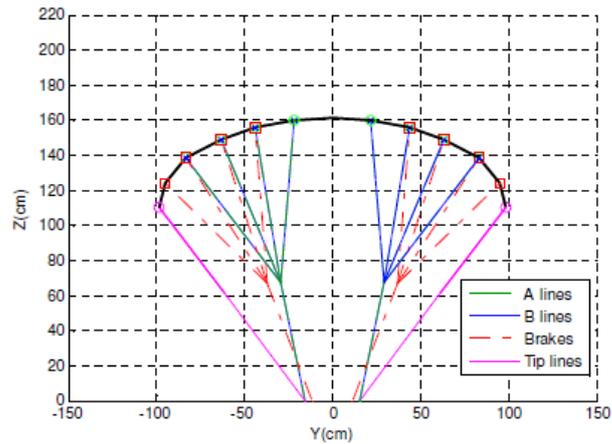


Figura 4. Vista frontale del paracadute con Low Aspect Ratio

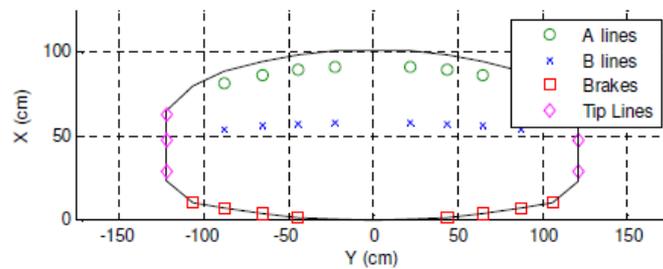


Figura 5. Vista superiore del paracadute con Low Aspect Ratio

Per rapporto d'aspetto si intende il rapporto proporzionale tra la larghezza e l'altezza. I punti di collegamento del paracadute sono stati suddivisi in quattro gruppi. Le linee "A" vanno tutte all'organo di controllo dell'angolo di incidenza (**incidence angle**), le linee "B" e le linee di estremità (**tip lines**) vanno ai punti di collegamento fissi sul payload, mentre le linee dei freni vanno ai organi di controllo sinistro e destro, che sono collegati agli attuatori del sistema GCN, che permettono lo sterzo del paracadute.

Il peso, i coefficienti aerodinamici, la geometria, e le dimensioni del paracadute dipendono fortemente dalla missione.

2.2) Guidance, Navigation and Control Computer System

Il sistema informatico di guida, navigazione e controllo consiste nell' unità di interfaccia di guida, navigazione e controllo (**GNCIU**) con una serie di sensori che forniscono dati di navigazione. La GNCIU è costruita su COTS PC-104 e installata in un contenitore.

PC/104 (o PC104) è una famiglia di standard informatici integrati che definiscono sia i "**form factors**" che i "**computer buses**". PC/104 è destinato ad ambienti specializzati in cui è richiesto un sistema informatico piccolo e robusto. Lo standard è modulare e consente ai consumatori di assemblare schede di diversi produttori COTS per produrre un sistema integrato personalizzato.

Sulla base dei dati forniti dai sensori collegati, che forniscono informazioni all' unità di interfaccia di guida, navigazione e controllo (**GNCIU**), saranno calcolati i comandi dell'attuatore per indirizzare il carico utile verso al target predefinito. Immediatamente dopo l'avvio, GNCIU inizierà ad elaborare i dati del sensore e a calcolare i comandi di sterzo/controllo.

Una serie di parametri analoghi (ad es. tensioni della batteria, posizione dell'attuatore e correnti) che provengono dagli attuatori e l'impianto di alimentazione elettrica (**power supply**) sono inseriti dal GNCIU e saranno utilizzati per il monitoraggio del volo e l'analisi post-volo. La GNCIU è tipicamente alimentata da una batteria +28 VDC o da un alimentatore esterno.

2.2.1) GNCIU Software

Il software in GNCIU è composto da due parti, il pacchetto **Basic SoftWare (BSW)** e il pacchetto **Application SoftWare (ASW)**. La BSW è costituita dal sistema operativo, dai driver e dalle routine di servizio per il trasferimento dei dati tra GNCS, le interfacce esterne, e tra BSW e ASW. Il software ASW è costituito dal software **Guidance, Navigation and Control**, detto software è utilizzato per la navigazione del sistema parafoil-payload fino al target che è stato pre-programmato controllando le linee di freni del parafoil. La funzione di navigazione utilizza la posizione e l'altitudine correnti e tiene conto anche dei parametri del vento.

2.3) Sensors

2.3.1) GPS Sensor:

I prodotti della serie LS20030-3 sono ricevitori di antenna GPS completi di tipo "smart", tra cui un'antenna incorporata e circuiti ricevitori GPS, progettati per un ampio spettro di applicazioni di sistema OEM (**Original Equipment Manufacturer**,). Detto prodotto è in grado di fornire sensibilità e prestazioni superiori anche nei canyon urbani e in un ambiente di fogliame denso. La sua ampia capacità soddisfa i requisiti di sensibilità della macchina. *Si fa riferimento al lavoro [9].¹*

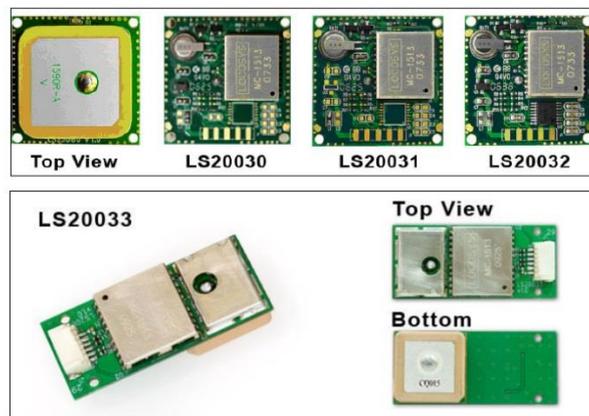


Figura 6. GPS smart antenna module, LS20030-3

Il ricevitore GPS ha le seguenti specifiche:

Chip	MediaTek MT3329
Frequency	L1 1575,42MHz, C/A code
Channels	Support 66 channels (22 Tracking, 66 Acquisition)
Update rate	1Hz default, up to 10Hz
Acquisition Time (Hot start)	(Open Sky) < 2s (typical)
Acquisition Time (Cold start)	(Open Sky) 35s (typical)
Position Accuracy	Autonomous 3m (2D RMS)
Position Accuracy	SBAS 2,5m (depends on accuracy of correction data)
Datum	WGS-84 (default)
Max. Altitude	< 18.000 m

¹ [9] Datasheet of the GPS smart antenna module, LS20030-3, **LOCOSYS**

Max. Velocity	< 515 m/s
----------------------	-----------

Tabella 2. Specifiche tecniche del sensore GPS LS20030-3

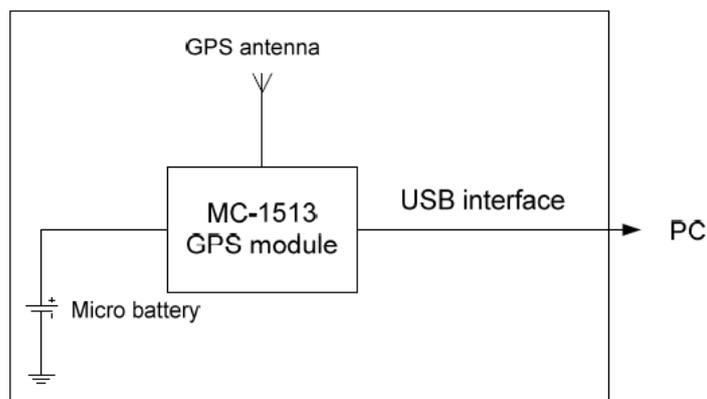


Figura 7. Diagramma a blocchi del sistema LS20030

2.3.2) Altimeter sensors

MS5611-01BA è una nuova generazione di sensori altimetro ad alta risoluzione del MEAS Svizzera con interfaccia bus SPI e I2 C. Questo sensore di pressione barometrica è ottimizzato per altimetri e variometri con una risoluzione di altitudine di 10 cm. Il modulo sensore comprende un sensore di pressione ad alta linearità. Dimensioni ridotte di appena 5,0 mm x 3,0 mm e altezza di soltanto 1,0 mm consentono l'integrazione in dispositivi mobili. *Si fa riferimento al lavoro [11].²*

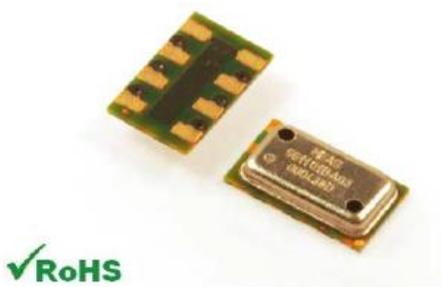


Figura 8. Sensore altimetro MS5611-01BA

² [11] Datasheet of the MS5611-01BA, **RoHS**

Il sensore altimetro ha le seguenti specifiche:

Range	10–1.200 mbar
Resolution	0,012 mbar
Sampling rate	100 Hz

Tabella 3. Specifiche tecniche del sensore MS5611-01BA.

2.3.3) Gyroscope sensor

SCR1100-D02 è un giroscopio mono assiale ad alte prestazioni. Fa parte della famiglia di giroscopi ad alte prestazioni di Murata e ha la stessa categoria di giroscopio del prodotto di accelerazione giroscopica SCC1300-D02. Il confezionamento piccolo e robusto garantisce un funzionamento affidabile per tutta la vita del prodotto. *Si fa riferimento al lavoro [10].*³



Figura 9. SCR1100-D02

Il sensore SCR1100 è costituito da un elemento di rilevamento a velocità angolare MEMS basato su silicio e da circuiti integrati specifici per applicazioni (ASIC) utilizzati per rilevare e controllare l'elemento sensore.

³ [10] Datasheet of the SCR 1100-D02 SINGLE AXIS GYROSCOPE WITH DIGITAL SPI INTERFACE, **muRata**

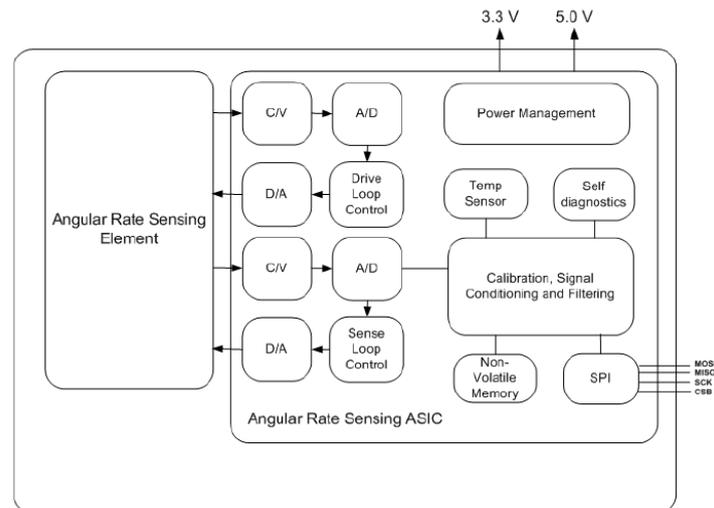


Figura 10. Diagramma a blocchi del sistema SCR1100

Alcune specifiche tecniche di questo giroscopio sono:

- Campo di misurazione della velocità angolare ± 100 °/s
- Misurazione della velocità angolare intorno all' asse X
- Dimensione piccole 8,5 x 18,7 x 4,5 mm (w x l x h)
- Larghezza di banda (a condizione di -3dB) è di 50Hz

2.3.4) Radar Altimeter

L'altimetro radar utilizzato sugli aerei, misura l'altitudine al di sopra del terreno attualmente sotto un aereo o una navicella spaziale, cronometrando quanto tempo ci vuole un raggio di onde radio per riflettere da terra e tornare all'aereo. Queste informazioni sull' altitudine verranno utilizzate per avviare la manovra di "**flare**" ad un'altitudine di circa 25-30 metri. *Si fa riferimento al lavoro [12].⁴*

Il μ Landing è un altimetro radar a microonde compatto basato sulla tecnologia radar miniaturizzata Aerotenna. Detto prodotto è progettato appositamente per applicazioni UAV e basso consumo energetico.

⁴ [12] Datasheet of the μ Landing Altimeter



Figura 11. µLanding radar altimeter

Il µLanding fornisce informazioni accurate sull' altitudine (**above-ground-level**) AGL in tempo reale per la navigazione autonoma di decollo, atterraggio e waypoint per UAV/droni, oltre a mantenere un'altitudine target durante il volo. Il µLanding è l'altimetro radar più piccolo e leggero sul mercato. Progettato pensando all' utente finale, l'atterraggio è caratterizzato da installazione rapida. Supporta tutti i terreni o le superfici con prestazioni eccezionali su acqua e cespugli. Alcune caratteristiche di questo altimetro radio sono:

- Frequenza radio 24,00 - 24,25 GHz
- Distanza massima 45m
- Distanza minima 0,35m
- Risoluzione 5cm
- Velocità di aggiornamento 800 Hz (max.)
- Dimensioni 68mm * 78mm * 15mm

3. Actuator System

Il sistema di attuatori è composto da due sistemi identici chiamati servo-controllore (i cosiddetti servo-amplificatori o servo-azionamenti) e da un motoriduttore che aziona un organo sul quale sono avvolte le funi delle linee di sterzo. Bobine in nylon collegate a ciascuna uscita del motoriduttore formano dei piccoli argani per ogni linea di comando, che controllano la lunghezza delle linee dei freni di destra e sinistra.

Il motoriduttore comprende il motore elettrico, il riduttore (tipo planetario) e l'argano. Su ogni albero del riduttore è montato un potenziometro multi-giri per misurare la posizione assoluta dell'argano. Questo segnale del potenziometro non viene utilizzato nel circuito di controllo, ma viene aggiunto solo per scopi di analisi dei dati.

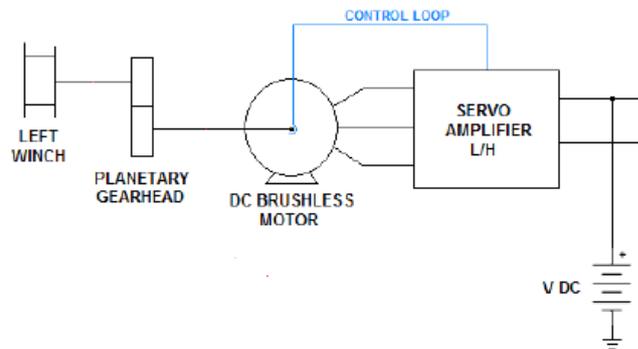


Figura 12. Schema semplificato del sistema degli attuatori (in questa immagine si osserva il lato sinistro)

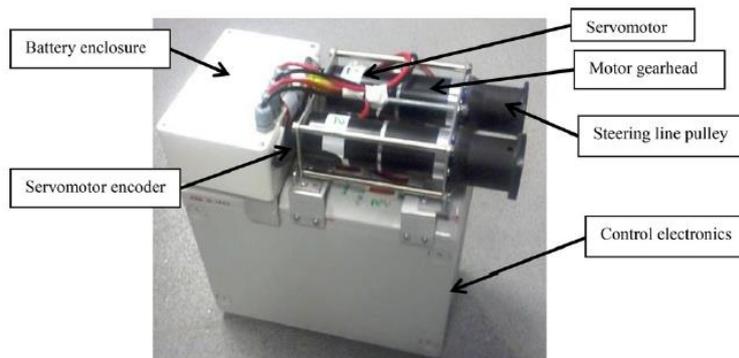


Figura 13. Sistema degli attuatori di un sistema parafoil-payload di piccola taglia.

L'immagine di sopra si riporta soltanto per far vedere come sarebbe una delle possibili configurazioni del sistema degli attuatori nel sistema parafoil-payload.



Figura 14. Argano con avvolgimento della linea di un freno del parafoil

Il servo-ctrllore dell'attuatore riceve i comandi di attuazione da un computer host, che può essere il computer GNCS (a bordo della piattaforma) o l'apparecchiatura di controllo remoto a terra. Questo controller contiene gli algoritmi PID oltre agli stadi di conversione della potenza. Il segnale di retroazione è fornito da resolver sincroni integrati all'interno dei motori. Oltre a generare un segnale di velocità, viene letta anche la posizione relativa dell'albero motore.

Le specifiche dell'alimentazione elettrica, del motore elettrico, del riduttore (tipo planetario) e dell'argano non sono riportate in questa tesi perché dipende molto dalla missione, il che significa che dipende molto dal tipo di paracadute e carico utile. Ricordiamo che l'obiettivo della tesi è sviluppare un modello matematico del sistema parafoil-payload in Matlab-Simulink, prendendo in considerazione solo, i sensori e un ritardo meccanico, entrambi con le loro rispettive funzioni di trasferimento di primo ordine, e un modello matematico per simulare la presenza del vento.

4. Power supply

Sia la sterzata unilaterale che la manovra "**flare**" richiedono una potenza elettrica molto elevata per un breve periodo di tempo. Questa richiesta può essere soddisfatta da una serie di batterie a bassa tensione, collegate sia in parallelo che in serie. Gli svantaggi di questa configurazione di alimentazione, sono:

- I) Ciò implica un'attenta procedura di ricarica e un piano di manutenzione rigoroso per mantenere le batterie in buone condizioni di lavoro.

- II) Se l'alimentazione elettrica richiesta dal sistema è troppo grande, significa che il peso totale di un tale gruppo di batterie sarà anche grande, e questo è un peso addizionale da prendere in considerazione nel sistema complessivo, che aumenterà l'inerzia del sistema parafoil-payload.

5. TeleCommand/Telemetry System

Un sistema TeleCommand/Telemetry bidirezionale consentirà di inviare TeleCommand dalla stazione di controllo a terra (GBCS) alla GNCIU. Questo servirà per pilotare a distanza il sistema o, se necessario, per avviare la sequenza di emergenza. Pertanto, al GBCS sarà collegato un telecomando portatile.

Nel GBCS questi parametri vengono elaborati e visualizzati in un formato grafico e alfanumerico adatto. Il sistema è costituito da due modem che consentono comunicazioni bidirezionali. In questo modo l'unità di terra sarà il comandante e l'unità nel veicolo fungerà da unità schiava. Un amplificatore aggiuntivo aumenterà l'uscita del trasmettitore fino ad aumentare l'affidabilità a distanze maggiori.

6. Payload

È rappresentato da una scatola rettangolare. Il peso, il contenuto, il materiale, e le dimensioni del sottosistema dipendono in forte misura dalla missione.

CAPITOLO 2: MODELLO MATEMATICO DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

1) SELEZIONE DEI GRADI DI LIBERTÀ DEL MODELLO MATEMATICO

Il sistema parafoil-payload è complesso da studiare, per questo motivo si utilizzerà un modello semplificato a 6 DOF per la sua rappresentazione. Detto approccio è vantaggioso perché rende la simulazione, e il controllo del sistema, più semplice.

La prima semplificazione è assumere il sistema come un corpo rigido quando il paracadute alare è completamente gonfiato, detto approccio rende lo studio del sistema molto simile al di un aereo convenzionale, però con l'ala posizionata al di sopra della fusoliera

Il vettore di stato include:

- 1) La posizione inerziale del centro di massa del sistema parafoil-payload "CM"
- 2) E gli angoli d'orientazione di Eulero, che permettono descrivere la rotazione del sistema di riferimento fissato in "CM" (sistema di riferimento mobile), sistema chiamato sistema di riferimento body (SRB), rispetto al sistema di riferimento inerziale (SRI)

Gli angoli di Eulero vengono definiti positivi in senso orario, seguendo la convenzione aerospaziale.

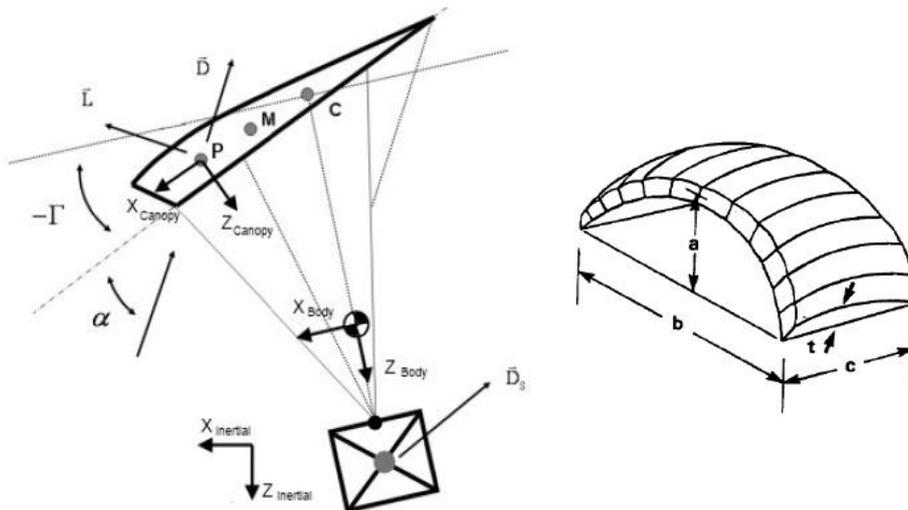


Figura 15. Rappresentazione grafica del sistema parafoil-payload

Dove:

- ‘a’ è l’altezza dell ‘Arco del paracadute nel punto medio [**height of the arc in the mid point of the span of the canopy**].
- ‘b’ è la larghezza del paracadute [**canopy span**].
- ‘c’ è la corda media del paracadute [**canopy mean chord**]
- ‘t’ è lo spessore medio del paracadute [**canopy mean thickness**]

2) CALCOLO DEL CENTRO DI MASSA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

Prendendo come riferimento il space-rider X-38 in fase di rientro:



Figura 16. Space Rider X-38 in fase di rientro

Si definisce una geometria semplificata del sistema a modellare:

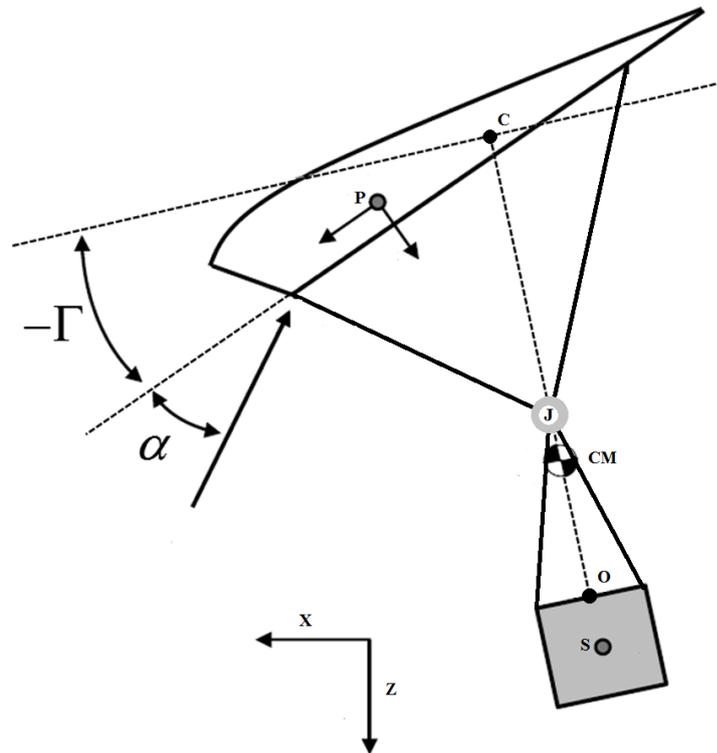


Figura 17. Geometria semplificata del Sistema parafoil-payload a modellare

Dove:

- C: è il centro di massa del parafoil.
- P: è il centro aerodinamico del parafoil.
- J: è il punto di giunto fra le linee del parafoil con le linee del payload.
- O: è un punto che appartiene al payload, si trova nella sua superficie, ed è giusto al di sotto di “J”.
- S: è il centro di massa del payload.
- CM: è il centro di massa del sistema parafoil-payload.

Sono noti tutte le dimensioni che caratterizzano al payload e al paracadute alare, l’angolo che formano i cavi del paracadute con rispetto alla verticale (ε_0), la posizione del giunto “J” rispetto al payload e la lunghezza delle linee del parafoil (R).

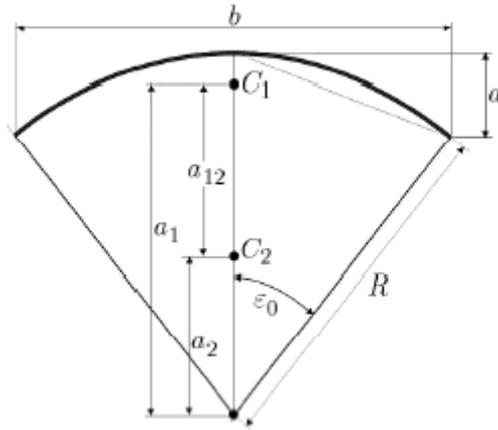


Figura 18. Geometria semplificata del parafoil, e i cavi del parafoil che si collegano al punto “J”

Una volta definita la geometria del sistema, si procede al calcolo del centro di massa del sistema, con le seguenti equazioni:

$$\overline{OC}|_{SRB} = \overline{OJ}|_{SRB} + \overline{JC}|_{SRB} \quad \text{Ec (1)}$$

$$\overline{OCM}|_{SRB} = \frac{m_{payload} \cdot \overline{OS}|_{SRB} + m_{parafoil} \cdot \overline{OC}|_{SRB}}{m_{sistema}} \quad \text{Ec (2)}$$

$$\overline{CMS}|_{SRB} = -\overline{OS}|_{SRB} + \overline{OCM}|_{SRB} \quad \text{Ec (3)}$$

$$\overline{CMC}|_{SRB} = -\overline{OCM}|_{SRB} + \overline{OC}|_{SRB} \quad \text{Ec (4)}$$

Dove:

- $\overline{OS}|_{SRB}$ è il vettore da “O” fino a “S” nel SRB, ed è un vettore noto.
- $\overline{OJ}|_{SRB}$: è il vettore da “O” fino a “J” nel SRB, ed è un vettore noto.
- $\overline{JC}|_{SRB}$: è il vettore da “J” fino a “C” nel SRB, ed è un vettore noto.
- $\overline{OC}|_{SRB}$: è il vettore da “O” fino a “C” nel SRB.

- $\overline{OCM}|_{SRB}$: è il vettore da "O" fino a "CM" nel SRB.
- $\overline{CMS}|_{SRB}$: è il vettore da "CM" fino a "S" nel SRB.
- $\overline{CMC}|_{SRB}$: è il vettore da "CM" fino a "C" nel SRB.

3) CALCOLO DEL TENSORE DI INERZIA DEL SISTEMA PARAFOL-PAYLOAD, RISPETTO A CM, E RISPETTO AL SRB:

Per semplicità si considera entrambi corpi (payload e paracadute alare) come due parallelepipedi di densità omogenea, prendendo come riferimento l'approccio adottato nel lavoro [1]. Questa semplificazione matematica anche permette trovare i centri di masse di questi due corpi calcolando i centri di queste due figure.

I tensori di inerzie, del parafoil e il payload, sono i seguenti:

$$\overline{I_{parafoil}}|_{SRC} = \frac{m_{parafoil}}{12} * \begin{vmatrix} b^2 + t^2 & 0 & 0 \\ 0 & c^2 + t^2 & 0 \\ 0 & 0 & b^2 + c^2 \end{vmatrix} \quad \text{Ec (5)}$$

$$\overline{I_{payload}}|_{SRB} = \frac{m_{payload}}{12} * \begin{vmatrix} b_{payload}^2 + a_{payload}^2 & 0 & 0 \\ 0 & c_{payload}^2 + a_{payload}^2 & 0 \\ 0 & 0 & b_{payload}^2 + c_{payload}^2 \end{vmatrix} \quad \text{Ec(6)}$$

Dove:

L'equazione (5) permette calcolare il tensore di inerzie del parafoil rispetto al centro di massa del parafoil, e rispetto al sistema di riferimento canopy (SRC) che è il sistema di riferimento del paracadute alare. Si ricorda che il SRC è un sistema ruotato da "γ" (gamma) gradi rispetto al SRB. Si assegna che l'angolo gamma rappresenta l'angolo di incidenza del paracadute.

L'angolo di incidenza (a volte indicato come angolo di montaggio) aerodinamicamente negli aeroplani ad ala fissa è definito come l'angolo tra la linea corda dell'ala (**chord line**),

dove l'ala è montata sulla fusoliera, e un asse di riferimento lungo la fusoliera (l'asse longitudinale dell'aeroplano). L'angolo di incidenza è fisso nella progettazione del velivolo e, salvo rare eccezioni, non può essere variato in volo.

In questa tesi, l'angolo di incidenza è definito come l'angolo tra la **chord line** del profilo alare del paracadute e l'asse longitudinale del SRB (asse nella direzione X). Detto angolo è definito positivo, secondo la convenzione aerospaziale, quando il naso del parafoil punta verso l'alto.

Si ricorda, ulteriormente, che l'angolo di incidenza e l'angolo di attacco sono due concetti diversi.

L'equazione (6) permette calcolare il tensore di inerzie del payload, rispetto al centro di massa del payload, rispetto al Sistema di Riferimento Payload chiamato SRS perchè il centro di massa del payload è indicato come il punto S.

Quindi, per trovare il tensore di inerzia del sistema parafoil-payload, rispetto a CM, rispetto al SRB, si deve:

1. Utilizzare le equazioni del cerchio di Morh per trovare il tensore di inerzia del parafoil, rispetto al centro di massa del parafoil, e rispetto a SRB. Dopo, si utilizza il teorema di Steiner (di assi paralleli) per poter calcolare il tensore di inerzia del parafoil, rispetto a CM, e rispetto al SRB.
2. Utilizzare il teorema di Steiner, una volta in più, per poter calcolare il tensore di inerzia del payload, rispetto a CM, e rispetto a SRB.
3. Una volta calcolati questi due tensori di inerzie, si sommano, e si ottiene il tensore di inerzie di tutto il sistema rispetto a CM, e rispetto al SRB.

Utilizzando le equazioni del cerchio di Morh:

$$\begin{aligned}
 I_{x_{parafoil,c}|_{SRC}} &= I_{x_{parafoil,c}|_{SRB}} * \cos(-\gamma)^2 + I_{y_{parafoil,c}|_{SRB}} * \sin(-\gamma)^2 - \\
 I_{xy_{parafoil,c}|_{SRB}} &* \sin(-2\gamma)
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

$$I_{y_{parafoil,C}}|_{SRC} = I_{y_{parafoil,C}}|_{SRB} * \cos(-\gamma)^2 + I_{x_{parafoil,C}}|_{SRB} * \sin(-\gamma)^2 - I_{xy_{parafoil,C}}|_{SRB} * \sin(-2\gamma) \quad \text{Ec(8)}$$

$$I_{xy_{parafoil,C}}|_{SRC} = I_{xy_{parafoil,C}}|_{SRB} * \cos(-2\gamma) + \frac{1}{2} * (I_{x_{parafoil,C}}|_{SRB} - I_{y_{parafoil,C}}|_{SRB}) * \sin(-2\gamma) \quad \text{Ec(9)}$$

Dove:

- $I_{x_{parafoil,C}}|_{SRC}$: è l'inerzia del parafoil, nel SRC, nella direzione X, calcolata rispetto al centro di massa del parafoil.
- $I_{y_{parafoil,C}}|_{SRC}$: è l'inerzia del parafoil, nel SRC, nella direzione Y, calcolata rispetto al centro di massa del parafoil.
- $I_{xy_{parafoil,C}}|_{SRC}$: è l'inerzia incrociata del parafoil, nel SRC, calcolata rispetto al centro di massa del parafoil.
- $I_{x_{parafoil,C}}|_{SRB}$: è l'inerzia del parafoil, nel SRB, nella direzione X, calcolata rispetto al centro di massa del parafoil.
- $I_{y_{parafoil,C}}|_{SRB}$: è l'inerzia del parafoil, nel SRB, nella direzione Y, calcolata rispetto al centro di massa del parafoil.
- $I_{xy_{parafoil,C}}|_{SRB}$: è l'inerzia incrociata del parafoil, nel SRB, calcolata rispetto al centro di massa del parafoil.

Utilizzando l'equazione del teorema di Steiner:

$$I_{x,P}|_{SRB} = I_{x,CM}|_{SRB} + m * |d_{zy}|^2 \quad \text{Ec(10)}$$

$$I_{y,P}|_{SRB} = I_{y,CM}|_{SRB} + m * |d_{zx}|^2 \quad \text{Ec(11)}$$

$$I_{Z,P}|_{SRB} = I_{Z,CM}|_{SRB} + m * |d_{xy}|^2 \quad \text{Ec(12)}$$

Sia “P” un punto generico, di un generico corpo, “CM” il centro di massa del corpo generico in studio, “m” la massa del corpo complessivo, e dove:

- d_{zy} la distanza dal punto P al CM nel piano ZY
- d_{zx} la distanza dal punto P al CM nel piano ZX
- d_{xy} la distanza dal punto P al CM nel piano XY

$$\overline{IT} = \overline{I_{sistema,CM}|_{SRB}} = \overline{I_{payload,CM}|_{SRB}} + \overline{I_{parafol,CM}|_{SRB}} \quad \text{Ec(13)}$$

4) CINEMATICA DEL SISTEMA PARAFOL-PAYLOAD

$$\overline{V, CM}|_{SRB} = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad \text{Ec(14)}$$

$$\overline{w}|_{SRB} = \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \quad \text{Ec(15)}$$

$$\overline{TIB} = \begin{vmatrix} \cos\theta * \cos\psi & \cos\theta * \sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\varphi * \sin\theta * \cos\psi - \cos\varphi * \sin\psi & \sin\varphi * \sin\theta * \sin\psi + \cos\varphi * \cos\psi & \sin\varphi * \cos\theta \\ \cos\varphi * \sin\theta * \cos\psi + \sin\varphi * \sin\psi & \cos\varphi * \sin\theta * \sin\psi - \sin\varphi * \cos\psi & \cos\varphi * \sin\theta \end{vmatrix} \quad \text{Ec(16)}$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Bmatrix} = \overline{TIB} * \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad \text{Ec(17)}$$

$$\overline{MRVA} = \begin{vmatrix} 1 & \sin\varphi * \tan\theta & \cos\varphi * \tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi / \cos\theta & \cos\varphi / \cos\theta \end{vmatrix} \quad \text{Ec(18)}$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} = \overline{\overline{MRVA}} * \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \quad \text{Ec(19)}$$

Dove:

- $\overline{V, CM}|_{SRB}$ è il vettore velocità lineare del centro di massa del sistema parafoil-payload, progettato nel SRB.
- $\overline{\omega}|_{SRB}$ è il vettore velocità angolare del sistema parafoil-payload, progettato nel SRB.
- \overline{TIB} è la matrice che permette progettare un vettore che si trova nel SRI al SRB, anche chiamata matrice di rotazione dal SRI al SRB. Detta matrice è ortogonale.
- $\begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Bmatrix}$ è il vettore velocità lineare del centro di massa del sistema parafoil-payload, progettato nel SRI.
- $\overline{\overline{MRVA}}$ è la matrice che permette progettare il vettore velocità angolare che si trova nel SRB al SRI, anche chiamata matrice di rotazione di velocità angolare (**MRVA**) dal SRB al SRI.
- $\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix}$ è il vettore velocità angolare del sistema parafoil-payload.
- φ rappresenta l'angolo di rotazione tra l'asse X del SRB, rispetto l'asse X del SRI'
- θ rappresenta l'angolo di rotazione tra l'asse Y del SRB, rispetto l'asse Y del SRI'
- ψ rappresenta l'angolo di rotazione tra l'asse Z del SRB, rispetto l'asse Z del SRI'

SRI è un sistema di riferimento inerziale il cui origine, definito in questa tesi, è il deployment point (**WP1**) della missione. SRI' è un sistema di riferimento uguale al SRI, però il suo origine è localizzato nel punto "CM". Lo scopo di quest'ultimo è permettere un riferimento per misurare i tre angoli di Eulero.

5) DINAMICA DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

5.1) Forze che agiscono nel sistema parafoil-payload

$$\overline{a, CM}|_{SRI} = \frac{d}{dt} (\overline{V, CM}|_{SRB}) \Big|_{SRB} + \overline{\omega}|_{SRB} \times \overline{V, CM}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(20)}$$

$$m * \overline{a, CM}|_{SRI} = \overline{FW}|_{SRB} + \overline{F, aero, P}|_{SRB} + \overline{F, aero, S}|_{SRB} + \overline{F, app, C}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(21)}$$

L'equazione 20 permette calcolare l'accelerazione del centro di massa del sistema parafoil-payload proiettata nel SRI, utilizzando la derivata della velocità lineare del centro di massa del sistema proiettata nel SRB, la velocità angolare del sistema proiettata nel SRB, e il vettore velocità lineare del centro di massa del sistema parafoil-payload proiettata nel SRB. Questa equazione è di gran utilità perché consente di scrivere il vettore $\overline{a, CM}|_{SRI}$, in funzioni di altri vettori che sono proiettati sul SRB.

L'equazione 21 rappresenta la sommatoria di forze che agiscono sul sistema parafoil-payload. Tutte le forze scritte in questa equazione sono proiettate nel SRB, per il motivo che sono più semplici da scrivere e studiare in questo sistema di riferimento.

Le forze che sono prese in considerazione in questa sommatoria di forze sono:

- La forza peso proiettata sul SRB: $\overline{FW}|_{SRB}$.
- La forza aerodinamica del parafoil, che agisce sul punto 'P', ed è proiettata sul SRB: $\overline{F, aero, P}|_{SRB}$.
- La forza aerodinamica del payload, che agisce sul punto 'S', ed è proiettata sul SRB: $\overline{F, aero, S}|_{SRB}$.
- La forza apparente del parafoil, che agisce sul punto 'C', ed è proiettata sul SRB: $\overline{F, app, C}|_{SRB}$.

Il termine a sinistra dell'equazione 21 è sostituito dall'equazione 20, e quindi si ottiene un'unica equazione tutta scritta nel SRB.

5.1.1) Forza peso proiettata nel SRB

$$\overline{FW}|_{SRB} = \overline{TIB} * \overline{g} * m \quad \text{Ec(22)}$$

Dove:

- \overline{g} è il vettore gravità proiettato nel SRI. La sua magnitudine è di $9,81 \frac{m}{s^2}$

5.1.2) Forza aerodinamica del parafoil nel SRB

La forza aerodinamica è la forza esercitata su un corpo dall'aria (o qualche altro gas) in cui il corpo è immerso, ed è dovuta al moto relativo tra il corpo e il gas. La forza aerodinamica deriva da due cause:

- La prima causa è la forza normale dovuta alla pressione esercitata sulla superficie del corpo.
- La seconda causa è dovuta alla forza di taglio dovuta alla viscosità del gas, noto anche come frizione superficiale.

La forza aerodinamica è comunemente scomposta in due componenti:

- La forza di trascinamento (anche chiamata **Drag**) è la componente di forza parallela alla direzione del moto relativo.
- La forza di sollevamento (anche chiamata **Lift**) è la componente di forza perpendicolare alla direzione del moto relativo.

Oltre a queste due forze, il corpo può sperimentare anche un momento aerodinamico, il cui valore dipende dal punto di riferimento scelto per l'applicazione della forza aerodinamica totale. I punti che si possono scegliere per calcolare la forza aerodinamica totale, sono di solito due: il centro aerodinamico del parafoil, o il centro di pressione del parafoil.

Le forze di **Lift** e **Drag**, possono essere considerate che attraverso un unico punto, il centro di pressione, luogo dove la somma di tutti i momenti è uguale a zero. La localizzazione del centro di pressione, tuttavia, cambia significativamente con una modifica nell'angolo di attacco ed è quindi impraticabile per l'analisi. Per questo motivo si prende in considerazione per lo studio della forza aerodinamica totale che agisce su un corpo, la posizione della corda

del 25%, punto del parafoil anche conosciuto come **centro aerodinamico**, è preso circa cui le forze e il momento sono generati. Nella posizione di corda al 25%, il momento generato è stato trovato e dimostrato essere quasi costante con angolo di attacco variabile.

Per i profili alari simmetrici in volo subsonico il centro aerodinamico si trova circa il 25% della corda dal bordo d' attacco del profilo. Questo punto è descritto come the **quarter-chord point**. Questo risultato vale anche per i "profili alari sottili". Per i profili aerei non simmetrici (**cambered**) il quarter-chord point è solo un' approssimazione del centro aerodinamico.

In questa tesi, per trovare il luogo dove agisce la forza aerodinamica totale nel parafoil, prendendo in considerazione che il volo delle missioni saranno subsonici, e per ragioni di semplicità, si suppone che detta forza attua nel centro aerodinamico del parafoil. Il centro aerodinamico del parafoil (chiamato punto "P") sia che il profilo alare del parafoil sia simmetrico o non simmetrico, in questa tesi si supporre ulteriormente che si localizza nel **quarter-chord point**.

Per la definizione dell'equazione che descrive la forza aerodinamica totale del payload e del parafoil, si utilizza come riferimento il lavoro [1] per le forze di **Lift** e **Drag**, e il lavoro [2] per la forza di **Side Slip**. *Si fa riferimento al lavoro [1] e [2]⁵*

$$\overline{\overline{T_{CB}}} = \begin{vmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{vmatrix} \quad \text{Ec(27)}$$

$$\overline{F, aero, P}_{SRB} = \overline{\overline{T_{CB}}} * \overline{F, aero, P}_{SRC} \quad \text{Ec(28)}$$

⁵ [1] Chiara Toggia, Marielena Venditelli, 'Modeling and motion analysis of autonomous paragliders', Technical Report n. 5, 2010.

[2] 'E. Gonzalez, C. Sacco, E. Ortega, R. Flores', 'Development of a 6 DOF simulator for analysis and evaluation of autonomous parafoil systems', Publication CIMNE N°-356, April 2011.

$$\begin{aligned}
\overline{F, aero, P}|_{SRC} = & -\frac{1}{2} * \rho * S_p * CD_p(\alpha) * |\overline{V, aero, P}|_{SRC} * \left\{ \begin{array}{l} \overline{V, aero, P}|_{SRC}(1) \\ \overline{V, aero, P}|_{SRC}(2) \\ \overline{V, aero, P}|_{SRC}(3) \end{array} \right\} + \\
& \frac{1}{2} * \rho * S_p * CyB * |\overline{V, aero, P}|_{SRC} * \left\{ \begin{array}{c} 0 \\ \overline{V, aero, P}|_{SRC}(2) \\ 0 \end{array} \right\} + \frac{1}{2} * \rho * S_p * CL_p(\alpha) * \\
& |\overline{V, aero, P}|_{SRC} * \left\{ \begin{array}{c} \overline{V, aero, P}|_{SRC}(3) \\ 0 \\ -\overline{V, aero, P}|_{SRC}(1) \end{array} \right\} \quad \mathbf{Ec(29)}
\end{aligned}$$

$$\overline{V, aero, P}|_{SRC} = \overline{TBC} * \overline{V, aero, P}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(30)}$$

$$\overline{V, aero, P}|_{SRB} = \overline{V, P}|_{SRB} - \overline{V, wind}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(31)}$$

$$\overline{V, P}|_{SRB} = \overline{V, CM}|_{SRB} + \overline{w}|_{SRB} \times \overline{CMP}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(32)}$$

$$\overline{CMP}|_{SRB} = \overline{CMC}|_{SRB} + \overline{CP}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(33)}$$

$$\overline{CP}|_{SRC} = \overline{TBC} * \overline{CP}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(34)}$$

$$\alpha = \text{atan}\left(\frac{\overline{V, aero, P}|_{SRC}(3)}{\overline{V, aero, P}|_{SRC}(1)}\right) \quad \mathbf{Ec(35)}$$

$$\beta = \text{atan}\left(\frac{\overline{V, aero, P}|_{SRC}(2)}{|\overline{V, aero, P}|_{SRC}}\right) \quad \mathbf{Ec(36)}$$

Dove:

- \overline{TCB} è la matrice di rotazione dal SRB al SRI.
- $\overline{F, aero, P}|_{SRC}$ è la forza aerodinamica che agisce sul punto 'P' nel SRC.

- S_p è l'area di riferimento del parafoil. Come area di riferimento si prende di solito l'area proiettata sul piano XY del SRC.
- $CD_p(\alpha)$ è il coefficiente aerodinamico di Drag del parafoil. Detto coefficiente aerodinamico è una funzione dell'angolo d'attacco (α).
- $\overline{V, aero, P}|_{SRC}$ è la velocità aerodinamica del punto 'P' proiettata sul SRC.
- $\overline{V, aero, P}|_{SRB}$ è la velocità aerodinamica del punto 'P' proiettata sul SRB
- $\overline{V, P}|_{SRB}$ è la velocità lineare del punto 'P' proiettata sul SRB.
- $\overline{V, aero, P}|_{SRC}(1), \overline{V, aero, P}|_{SRC}(2), \overline{V, aero, P}|_{SRC}(3)$ sono rispettivamente la prima, la seconda, e la terza componente del vettore $\overline{V, aero, P}|_{SRC}$.
- CyB è il coefficiente aerodinamico di Side Slip Force (Forza laterale aerodinamica).
- $CL_p(\alpha)$ è il coefficiente aerodinamico di Lift del parafoil. Detto coefficiente aerodinamico è una funzione dell'angolo d'attacco (α).
- $\overline{CP}|_{SRC}$ è il vettore distanza, tra il punto 'C' e il punto 'P', proiettato sul sistema di riferimento SRC.
- α è l'angolo di attacco.
- β è l'angolo di side slip.

5.1.3) Forza aerodinamica del payload nel SRB

Si suppone che la forza aerodinamica che agisce sul payload è soltanto di Drag.

$$\overline{F, aero, S}|_{SRB} = -\frac{1}{2} * \rho * S_s * CD_s * |\overline{V, aero, S}|_{SRB} * \overline{V, aero, S}|_{SRB} \quad \text{Ec(37)}$$

$$\overline{V, aero, S}|_{SRB} = \overline{V, S}|_{SRB} - \overline{V, wind}|_{SRB} \quad \text{Ec(38)}$$

$$\overline{V, S}|_{SRB} = \overline{V, CM}|_{SRB} + \overline{w}|_{SRB} \times \overline{CMS}|_{SRB} \quad \text{Ec(39)}$$

$$\overline{V, wind}|_{SRB} = \overline{TBI} * \overline{V, wind}|_{SRI} \quad \text{Ec(40)}$$

Dove:

- $\overline{V, S}|_{SRB}$ è la velocità lineare del punto 'S' proiettata sul SRB.
- $\overline{V, wind}|_{SRI}$ è la velocità del vento rispetto al SRI.
- $\overline{V, wind}|_{SRB}$ è la velocità del vento rispetto al SRB.
- \overline{TBI} è la matrice di rotazione dal SRB al SRI.
- $\overline{V, aero, S}|_{SRB}$ è la velocità aerodinamica del punto S proiettata sul SRB.
- ρ è la densità dell'aria.
- S_s è l'area di riferimento del payload. Come area di riferimento si prende di solito l'area proiettata sul piano XY del SRB.
- CD_s è il coefficiente aerodinamico di drag del payload. Di solito si prende 1.05, simile al coefficiente di drag di un cubo.

5.1.4) Forza di massa apparente

Questo fenomeno compare quando il parafoil si muove attraverso l'aria, detto velivolo sposta ed accelera una certa quantità di aria circostante.

Queste forze sono prodotte dal campo di pressione modificato sulla superficie del corpo. Un aumento della pressione è proporzionale all'accelerazione del corpo. Pertanto, le forze (e momenti) addizionali sono anche proporzionali all'accelerazione e possono essere prese tenendo conto aumentando la massa del corpo in moto. Questa massa addizionale è nota come massa apparente.

In corpi di rapporto massa/volume grandi, questo effetto è trascurabile (ad esempio: negli aeri convenzionali), però in corpi leggeri come nei paracadute che hanno un '**wind loading factor**' [W/S] al di sotto di $50 \frac{N}{m^2}$, l'effetto di massa apparente gioca un ruolo importante sulle prestazioni del sistema parafoil-payload.

Comunemente per prendere in considerazione questo effetto, si includono i termini addizionali di massa e di inerzia chiamati opportunamente 'matrice di massa apparente' e 'matrice di inerzia apparente'. I Termini che vanno all'interno di queste due matrici

possono essere derivati dal calcolo dell'energia cinetica totale del fluido spostato e accelerata dal paracadute. Occorre sottolineare che la massa addizionale e il momento d'inerzia addizionale non sono la massa reale e momento d'inerzia del fluido in movimento con il corpo ma rappresenta un'energia aggiuntiva trasportata al fluido durante l'accelerazione del corpo.

In un caso generale, per qualsiasi corpo in moto, è possibile calcolare il valore di massa apparente utilizzando i metodi CFD. Ma questo modo non è utile per i problemi dinamici di volo del parafoil, dove il suo moto spaziale è calcolato sulla base di una soluzione numerica alle equazioni del moto del paracadute allare. Sono quindi desiderabili metodi più semplificati per determinare la massa e i momenti apparenti. Di solito questi metodi sono dedicati alle forme ellissoidali o rettangolari dell'aria disturbata. Uno dei metodi più popolari è stato proposto da Lissman e Brown (1993). *Si fa riferimento al lavoro [3].⁶*

Il lavoro [7] è presso in considerazione per calcolare detta un'energia cinetica aggiuntiva trasportata al fluido durante l'accelerazione del corpo. Detta energia può essere espressa per un parafoil con piani di simmetria in x-z e y-z come:

$$2T = A * \tilde{u}^2 + B * \tilde{v}^2 + C * \tilde{w}^2 + P * \tilde{p}^2 + Q * \tilde{q}^2 + 2 * H * (\tilde{v} * \tilde{r} + \tilde{w} * \tilde{q}) \quad \text{Ec(41)}$$

Trascurando l'effetto spanwise camber (H=0), l'energia cinetica diventa:

$$2T = A * \tilde{u}^2 + B * \tilde{v}^2 + C * \tilde{w}^2 + P * \tilde{p}^2 + Q * \tilde{q}^2 \quad \text{Ec(42)}$$

$$\overline{IAM} = \begin{vmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{vmatrix} \quad \text{Ec(43)}$$

⁶ [3] 'Grzegorz Kowaleczko', 'APPARENT MASSES AND INERTIA MOMENTS OF THE PARAFOIL', 'JOURNAL OF THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS 52, 3, pp. 605-616, Warsaw 2014'.

$$AR = b * b/S_p \quad \text{Ec(44)}$$

$$A = 0.666 * \rho * t^2 * b * (1 + \frac{8}{3} * (\frac{a}{b})^2) \quad \text{Ec(45)}$$

$$B = 0.267 * \rho * c * [t^2 + 2 * a^2 * (1 - (\frac{t}{c})^2)] \quad \text{Ec(46)}$$

$$C = 0.785 * \rho * (\frac{AR}{1+AR^2}) * b * c^2 * \sqrt{1 + 2 * \frac{a^2}{b^2} * (1 - (\frac{t}{c})^2)} \quad \text{Ec(47)}$$

Dove:

- \overline{IAM} è la matrice di massa apparente.
- A è la componente della massa apparente che agisce nella direzione X, nel SRC.
- B è la componente della massa apparente che agisce nella direzione Y, nel SRC.
- C è la componente della massa apparente che agisce nella direzione Z, nel SRC.

A, B,C sono i coefficienti della matrice di massa apparente. Detti coefficienti dipendono dalla geometria, e le dimensioni, del parafoil e dalla densità dell'aria.

Nel codice sviluppato in questa tesi, in Matlab-Simulink, utilizzando un'opportuna **Look up Table** con dati forniti da AresCosmo, si prende in considerazione la variazione della densità dell'aria in funzione dell'altitudine del sistema parafoil-payload.

La definizione, della forza e momento di massa apparente, si realizza prendendo in considerazione i lavori [2] e [3]. *Si fa riferimento al lavoro [2] e [3].*⁷

⁷ [2] 'E. Gonzalez, C. Sacco, E. Ortega, R. Flores', 'Development of a 6 DOF simulator for analysis and evaluation of autonomous parafoil systems'

[3] 'Grzegorz Kowaleczko', 'APPARENT MASSES AND INERTIA MOMENTS OF THE PARAFoil',

Nel lavoro [3] si definisce teoricamente come si deve calcolare la forza di massa apparente, e si calcola rispetto al centro di massa del paracadute. Però si osserva nel lavoro [2], che il punto rispetto al cui loro calcolano la forza di massa apparente è il centro aerodinamico del paracadute. Uno dei motivi per cui nel lavoro [2] fanno queste perché rende la scrittura delle equazioni e dei passaggi matematici più semplice.

Però uno degli svantaggi più grandi di utilizzare la definizione teorica della forza di massa apparente che si trova nel lavoro [3], e che l'espressione finale è molto complessa e rende difficile la creazione del sistema di equazione, e ulteriormente renderà lenta la risoluzione del sistema di equazioni. Quindi, ricordando che lo scopo di questo modello semplificato a 6 DOF è rendere la simulazione e il controllo più semplice (per avere a futuro qualche codice che permetta controllare il sistema parafoil-payload in tempo reale), si utilizza l'approccio semplificato del lavoro [2], però calcolando la forza di massa apparente rispetto al punto 'C' come teoricamente è definita.

I lavori [1] e [4] anche presentano delle equazioni, che calcolano la forza di massa apparente, simili l'equazione definita in questa tesi. *Si fa riferimento al lavoro [1] e [4].*⁸

Si suppone, ulteriormente, per rendere più semplice la scrittura del sistema di equazioni, il fatto che l'accelerazione del vento, rispetto al SRI, sia trascurabile.

$$\overline{F, app, C}|_{SRB} = \overline{TCB} * \overline{F, app, C}|_{SRC} \quad \text{Ec(48)}$$

$$\overline{F, app, C}|_{SRC} = -\overline{IAM} * \overline{a, aero, C}|_{SRC} - \overline{w}|_{SRC} * \overline{IAM} * \overline{V, aero, C}|_{SRC} \quad \text{Ec(49)}$$

$$\overline{a, aero, C}|_{SRI} = \overline{a, C}|_{SRI} - \overline{a, wind}|_{SRI} \quad \text{Ec(50)}$$

⁸ [1] Chiara Toggia, Marielena Venditelli, '**Modeling and motion analysis of autonomous paragliders**', Technical Report n. 5, 2010.

[4] 'Kapila Asanga Dias' 'Damitha Sandaruwan' 'Maheshya Weerasinghe', '**A real time 6 DOF computational model to simulate Ram-Air Parachute dynamics**', Article March 2017'

$$\overline{a, aero, C}|_{SRC} = \overline{a, C}|_{SRC} = \overline{TBC} * \overline{a, C}|_{SRB} \quad \text{Ec(51)}$$

$$\overline{a, C}|_{SRB} = \overline{a, CM}|_{SRB} + \overline{\omega}|_{SRB} \times \overline{CMC}|_{SRB} + \overline{\omega}|_{SRB} \times \overline{\omega}|_{SRB} \times \overline{CMC}|_{SRB} \quad \text{Ec(52)}$$

$$\overline{V, aero, C}|_{SRC} = \overline{TBC} * \overline{V, aero, C}|_{SRB} \quad \text{Ec(53)}$$

$$\overline{V, aero, C}|_{SRB} = \overline{V, C}|_{SRB} - \overline{V, wind}|_{SRB} \quad \text{Ec(54)}$$

$$\overline{V, C}|_{SRB} = \overline{V, CM}|_{SRB} + \overline{\omega}|_{SRB} \times \overline{CMC}|_{SRB} \quad \text{Ec(55)}$$

Dove:

- $\overline{F, app, C}|_{SRB}$ è la forza di massa apparente che attua nel punto “C” proiettata nel SRB.
- $\overline{F, app, C}|_{SRC}$ è la forza di massa apparente che attua nel punto “C” proiettata nel SRC.
- $\overline{a, aero, C}|_{SRC}$ è la accelerazione aerodinamica del punto “C” proiettata nel SRC.
- $\overline{\omega}|_{SRC}$ è la velocità angolare del punto “C” proiettata nel SRC.
- $\overline{V, aero, C}|_{SRC}$ è la velocità aerodinamica del punto “C” proiettata nel SRC.
- $\overline{V, aero, C}|_{SRB}$ è la velocità aerodinamica del punto “C” proiettata nel SRB.
- $\overline{a, C}|_{SRI}$ è l’accelerazione del punto “C”, proiettata sul SRI.
- $\overline{a, C}|_{SRB}$ è l’accelerazione del punto “C”, proiettata sul SRB.
- $\overline{a, wind}|_{SRI}$ è l’accelerazione del vento, proiettata sul SRI.
- $\overline{a, CM}|_{SRB}$ è l’accelerazione del centro di massa del sistema parafoil-payload, proiettata sul SRB.
- $\overline{V, C}|_{SRB}$ è la velocità lineare del punto “C” proiettata sul SRB.

5.2) Momenti che agiscono nel sistema parafoil-payload

$$\Sigma \overline{M, CM}|_{SRI} = \frac{d}{dt} (\overline{h, CM}|_{SRI}) = \frac{d}{dt} (\overline{IT} * \overline{w}|_{SRB}) \quad \text{Ec(56)}$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} (\overline{IT} * \overline{w}|_{SRB}) &= \left(\frac{d}{dt} (\overline{IT} * \overline{w}|_{SRB}) \right) \Big|_{SRB} + \overline{w}|_{SRB} \times \overline{IT} * \overline{w}|_{SRB} = \overline{IT} * \overline{w}|_{SRB} \dot{+} \\ &+ \overline{w}|_{SRB} \times \overline{IT} * \overline{w}|_{SRB} \end{aligned} \quad \text{Ec(57)}$$

$$\begin{aligned} \overline{IT} * \overline{w}|_{SRB} \dot{+} + \overline{w}|_{SRB} \times \overline{IT} * \overline{w}|_{SRB} &= \overline{CMP}|_{SRB} \times \overline{F, aero, P}|_{SRB} + \\ \overline{CMS}|_{SRB} \times \overline{F, aero, S}|_{SRB} + \overline{CMC}|_{SRB} \times \overline{F, app, C}|_{SRB} + \overline{M, aero, P}|_{SRB} + \\ \overline{M, app, C}|_{SRB} \end{aligned} \quad \text{Ec(58)}$$

L'equazione 56 rappresenta la sommatoria dei momenti che agiscono sul sistema parafoil-payload come la derivata temporale del momento angolare del sistema.

L'equazione 57 permette scrivere la derivata del momento angolare come la somma di diversi termini scritti nel SRB. Questo renderà più semplice la manipolazione delle equazioni matematiche, per la scrittura del sistema di equazione finale.

Nel lato destro dell'equazione 58 si osservano i seguenti momenti:

- $\overline{CMP}|_{SRB} \times \overline{F, aero, P}|_{SRB}$ è il contributo di momento, dovuto alla forza aerodinamica del parafoil, proiettato sul SRB.
- $\overline{CMS}|_{SRB} \times \overline{F, aero, S}|_{SRB}$ è il contributo di momento, dovuto alla forza aerodinamica del payload, proiettato sul SRB.
- $\overline{CMC}|_{SRB} \times \overline{F, app, C}|_{SRB}$ è il contributo di momento, dovuto alla forza di massa apparente, proiettato sul SRB.
- $\overline{M, aero, P}|_{SRB}$ è il momento aerodinamico che agisce sul parafoil, proiettato sul SRB.
- $\overline{M, app, C}|_{SRB}$ è il momento di inerzia apparente, che agisce nel punto 'C', proiettato sul SRB.

Uno dei vantaggi di utilizzare il SRB è che l'inerzia del sistema payload-parafoil, calcolata rispetto al punto 'CM', rispetto al SRB, è costante nel SRB. Quindi la sua derivata rispetto al SRB è nulla.

5.2.1) Momento aerodinamico che agisce sul parafoil

5.2.1.1) Deflessione simmetrica e asimmetrica delle linee dei freni del parafoil che permettono il controllo laterale del sistema parafoil-payload (Navigation)

Utilizzando come riferimento il lavoro [5], Le forze aerodinamiche del parafoil, di **Drag** e di **Lift**, sono funzioni dell'angolo di attacco (α), dell'angolo di incidenza (γ) e della deflessione simmetrica dei freni (δb). *Si fa riferimento al lavoro [5].⁹*

- L'angolo di incidenza del paracadute alare produce un cambio diretto nell'angolo di attacco, e il suo effetto è preso in considerazione all'interno della matrice TCB.
- CD_p e CL_p sono funzioni che dipendono d'alfa
- δb genera due effetti:
 - 1) modifica la pendenza delle curve di CD_p e CL_p
 - 2) modifica l'angolo effettivo di attacco

Quest'ultimi due effetti si possono osservare nelle seguenti equazioni:

$$\alpha_{effettivo} = \alpha + C_{\delta b} * \delta b \quad \mathbf{Ec(59)}$$

$$Cl_{effettivo} = Cl(\alpha_{effettivo}) + Cl_{\delta b} * \delta b + Cl_{AB} * \alpha * \delta b \quad \mathbf{Ec(60)}$$

$$CD_{effettivo} = CD(\alpha_{effettivo}) + CD_{\delta b} * \delta b + CD_{2AB} * \alpha^2 * \delta b \quad \mathbf{Ec(61)}$$

Dove:

⁹ [5] 'Michael Ward', 'Adaptive glide slope control for parafoil and parafoil and payload aircraft', 'Georgia Institute of Technology, May 2012'.

- $C_{\delta b}, Cl_{\delta b}, Cl_{AB}, CD_{\delta b}, CD_{2AB}$ sono altri coefficienti aerodinamici del parafoil

L'effetto di δb è un incremento in **Drag** e in **Lift** con un abbassamento dell'efficienza di 'Glide' del paracadute (questo vuol dire che il Glide ratio diminuisce), pero non genera momento di rollio (**ROLL**) o di imbardata (**YAW**) come si può osservare nella definizione di momento aerodinamico che agisce sul parafoil.

Mentre che, la deflessione asimmetrica δa , non modifica CD_p e CL_p , ma genera un momento di rollio e di imbardata sul parafoil, che permette cambiare la direzione laterale del paracadute.

Secondo il lavoro [6]¹⁰, ci sono fondamentalmente due forme di controllare lateralmente il paracadute, però la più utilizzata attualmente è quella della deflessione asimmetrica delle linee dei freni del parafoil. Quindi prendendo in considerazione quest'ultimo lavoro, nella tesi presente si utilizzerà solo la deflessione asimmetrica (δa) delle linee dei freni e non la simmetrica.

Per la definizione del momento aerodinamico che agisce sul parafoil, si utilizza come riferimento il lavoro [2]¹¹:

$$\bar{w}|_{SRC} = \overline{TBC} * \bar{w}|_{SRB} = \begin{pmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{pmatrix} \quad \text{Ec(63)}$$

$$\overline{V, aero, P}|_{SRC} = \begin{pmatrix} \tilde{u} \\ \tilde{v} \\ \tilde{w} \end{pmatrix} \quad \text{Ec(64)}$$

¹⁰ [6] 'Branden James Rademacher', '**In-flight trajectory planning and guidance for autonomous parafoils**', 'Iowa State University, 2009'.

¹¹ [2] 'E. Gonzalez, C. Sacco, E. Ortega, R. Flores', '**Development of a 6 DOF simulator for analysis and evaluation of autonomous parafoil systems**', Publication CIMNE N°-356, April 2011.

$$\overline{M, \text{aero}, P}|_{SRB} = \frac{1}{2} * \rho * S_p * |\overline{V, \text{aero}, P}|_{SRC}|^2 * \overline{T\overline{C\overline{B}}} * \left\{ \begin{array}{l} b * C_{l\beta} * \beta + \frac{b^2}{2 * |\overline{V, \text{aero}, P}|_{SRC}} * C_{lp} * \tilde{p} + \frac{b^2}{2 * |\overline{V, \text{aero}, P}|_{SRC}} * C_{lr} * \tilde{r} + C_{l\delta a} * b * \delta a \\ C_{mo} + \frac{c^2}{2 * |\overline{V, \text{aero}, P}|_{SRC}} * C_{mq} * \tilde{q} \\ b * C_{n\beta} * \beta + \frac{b^2}{2 * |\overline{V, \text{aero}, P}|_{SRC}} * C_{np} * \tilde{p} + \frac{b^2}{2 * |\overline{V, \text{aero}, P}|_{SRC}} * C_{nr} * \tilde{r} + C_{n\delta a} * b * \delta a \end{array} \right\}$$

Ec(65)

Dove:

- $C_{l\beta}, C_{lp}, C_{lr}, C_{l\delta a}, C_{n\beta}, C_{np}, C_{nr}, C_{n\delta a}$ sono dei coefficienti aerodinamici che caratterizzano il comportamento del parafoil.
- δa è la deflessione asimmetrica delle linee di freni del parafoil, misurata in gradi. Il segno di questo parametro indica se si comanda il lato destro oppure il lato sinistro. Se δa è positivo, vuol dire che si comanda il lato sinistro.

5.2.2) Momento di inerzia apparente

$$\overline{I\overline{A\overline{I}}} = \begin{vmatrix} P & 0 & 0 \\ 0 & Q & 0 \\ 0 & 0 & R \end{vmatrix} \quad \text{Ec(66)}$$

$$P = 0.055 * \rho * \left(\frac{AR}{1+AR} \right) * b * S_p^2 \quad \text{Ec(67)}$$

$$Q = 0.0308 * \rho * \left(\frac{AR}{1+AR} \right) * c^3 * S_p * \left[1 + \left(\frac{\pi}{6} \right) * AR * (1 + AR) * \left(\frac{a}{b} \right)^2 * \left(\frac{t}{c} \right)^2 \right] \quad \text{Ec(68)}$$

$$R = 0.0555 * \rho * \left[1 + 8 * \left(\frac{a}{b} \right)^2 \right] \quad \text{Ec(69)}$$

$$\overline{M, \text{app}, C}|_{SRB} = -\overline{T\overline{C\overline{B}}} * [\overline{I\overline{A\overline{I}}} * \overline{w}|_{SRC} + \overline{w}|_{SRC} \times (\overline{I\overline{A\overline{I}}} * \overline{w}|_{SRC})] \quad \text{Ec(70)}$$

Dove:

- \overline{IAI} è la matrice di inerzia apparente
- P è la componente d'inerzia apparente che agisce nella direzione X, nel SRC.
- Q è la componente d'inerzia apparente che agisce nella direzione Y, nel SRC.
- R è la componente d'inerzia apparente che agisce nella direzione Z, nel SRC.

P,Q,R sono i coefficienti della matrice d'inerzia apparente. Detti coefficienti dipendono dalla geometria, e le dimensioni, del paracadute alare e dalla densità dell'aria.

6) CREAZIONE DEL SISTEMA DI EQUAZIONI

Prendiamo in considerazione la seguente notazione che renderà più semplice la scrittura del sistema di equazione:

$$\bar{a}|_{SRB} \times \bar{b}|_{SRB} = \begin{vmatrix} 0 & -a(3) & a(2) \\ a(3) & 0 & -a(1) \\ -a(2) & a(1) & 0 \end{vmatrix} * \begin{Bmatrix} b(1) \\ b(2) \\ b(3) \end{Bmatrix} = \overline{S_a^{SRB}} * \bar{b}|_{SRB} \quad \mathbf{Ec(71)}$$

$$\begin{vmatrix} \bar{A} & \bar{B} \\ \bar{C} & \bar{D} \end{vmatrix} * \begin{Bmatrix} \bar{a} \\ \bar{b} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \bar{e} \\ \bar{f} \end{Bmatrix} \quad \mathbf{Ec(72)}$$

Utilizzando la seguente notazione: $\overline{Ix'} = \overline{TCB} * \overline{Ix} * \overline{TBC}$

$$\bar{A} = m * \bar{I} + \overline{IAM'} \quad \mathbf{Ec(73)}$$

$$\bar{B} = -\overline{IAM'} * \overline{S_{CMC}^{SRB}} \quad \mathbf{Ec(74)}$$

$$\bar{C} = \overline{S_{CMC}^{SRB}} * \overline{IAM'} \quad \mathbf{Ec(75)}$$

$$\bar{D} = \bar{IT} + \bar{IAI}' - \overline{S_{CMC}^{SRB}} * \overline{IAM}' * \overline{S_{CMC}^{SRB}} \quad \text{Ec(76)}$$

$$\bar{a} = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} \quad \text{Ec(77)}$$

$$\bar{b} = \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} \quad \text{Ec(78)}$$

$$\begin{aligned} \bar{e} = & \overline{FW}|_{SRB} + \overline{F,aero,P}|_{SRB+} + \overline{F,aero,S}|_{SRB} - m * \overline{S_w^{SRB}} * \\ & \overline{V,CM}|_{SRB} - \overline{T\bar{C}\bar{B}} * \overline{S_w^{SRC}} * \overline{IAM} * \overline{V,aero,P}|_{SRC} - \overline{IAM}' * \overline{S_w^{SRB}} * \\ & \overline{T\bar{I}\bar{B}} * \overline{V,wind}|_{SRI} \end{aligned} \quad \text{Ec(79)}$$

$$\begin{aligned} \bar{f} = & \overline{M,aero,P}|_{SRB+} + \overline{S_{CMP}^{SRB}} * \overline{F,aero,P}|_{SRB} + \overline{S_{CMS}^{SRB}} * \overline{F,aero,S}|_{SRB} - \\ & \overline{S_w^{SRB}} * \overline{IT} * \bar{w}|_{SRB} - \overline{S_{CMC}^{SRB}} * \overline{T\bar{C}\bar{B}} * \overline{S_w^{SRC}} * \overline{IAM} * \overline{V,aero,P}|_{SRC} - \overline{T\bar{C}\bar{B}} * \\ & \overline{S_w^{SRC}} * \overline{IAI} * \bar{w}|_{SRC} - \overline{S_{CMC}^{SRB}} * \overline{IAM}' * \overline{S_w^{SRB}} * \overline{V,wind}|_{SRI} \end{aligned} \quad \text{Ec(80)}$$

L'equazione 80 rappresenta il sistema d'equazione a risolvere. Il sistema di equazioni a risolvere è un sistema 6X6 non lineare.

Dove:

- \bar{A} , \bar{B} , \bar{C} , \bar{D} sono delle matrici 3X3 che compongono alla matrice di costanti del sistema di equazioni a risolvere. Si deve prendere in considerazione che la matrice di costanti del lato sinistro del sistema di equazioni dipende dalla matrice di massa e inerzia apparente, che a sua volta dipendono dalla densità dell'aria, la quale non è costante.
- \bar{a} , \bar{b} sono dei vettori incognite del sistema di equazioni. Sono i vettori che dopo risolvere il sistema di equazione, e utilizzando le relazioni cinematiche, permettono calcolare la velocità lineare e angolare del sistema parafoil-payload rispetto al SRI. Dopo la velocità lineare e angolare rispetto a SRI, si integrano nel

tempo per trovare la posizione e rotazione (orientamento) del sistema rispetto al SRI.

7) STRATEGIA DE CONTROLLO AUTOMATICO

I sistemi parafoil-payload autonomi sono progettati per guidare il volo da un punto arbitrario (**deployment point**) fino al punto di atterraggio desiderato (**target**) utilizzando un computer (che installato a bordo del sistema), dei sensori, e attuatori.

Il sistema GNC è costituito da tre sub-sistema.

- 1) il sub-sistema '**Navigation**' gestisce data, processa la data dai sensori, e fornisce informazione, ai sub-sistemi 'Guidance' e 'Control', sullo stato del sistema parafoil-payload.
- 2) il sub-sistema '**Guidance**' utilizzando l'informazione di '**Navigation**, e altri tipi di data (ad esempio: il profilo di vento locale) è in grado di computare una traiettoria dal deployment point al target. Detta traiettoria deve essere fisicamente realizzabile e deve essere in grado di soddisfare i requisiti della missione.
- 3) il subsistema '**Control**' utilizzando l'informazione fornita da '**Navigation**' e dagli attuatori, deve essere in grado di eseguire la traiettoria progettata dal sub-sistema '**Guidance**'

La strategia di controllo automatico è divisa in due tipi di controlli: un controllo laterale e un controllo di altitudine.

7.1) CONTROLLO LATERAL (NAVIGATION)

Si utilizzerà la tecnica di tracking basata sul lavoro di Niculescu [8]¹². È una tecnica di navigazione basata sul controllo PID (**Proportional, Integral, Derivative**) implementata

¹² [8] 'Marius Niculescu', '**LATERAL TRACK CONTROL LAW FOR AEROSONDE UAV**', 'University of Washington, Seattle, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS PAPER 2001-0016, January 2001'.

nelle Aerosonde UAV. Lo scopo di questa tecnica è guidare il sistema payload-parafoil dal un punto WP1 (**Deployment point**) fino al WP2 (**Target**).

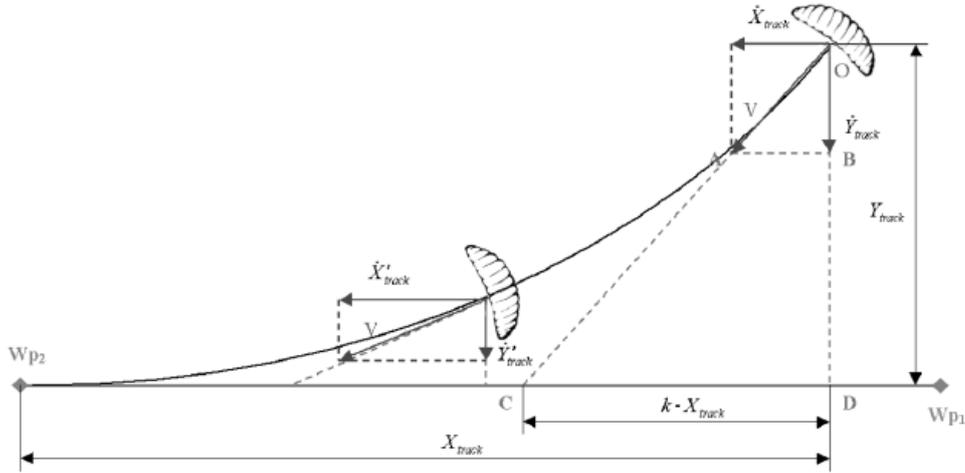


Figura 19. Controllo laterale (Navigation)

$$E = K * X_{track} * \dot{Y}_{track} - Y_{track} * \dot{X}_{track} \quad \text{Ec(64)}$$

$$rCMD = K_R * E \quad \text{Ec(65)}$$

$$R_{max} = \pm 0.2 \text{ rad/s} \quad \text{Ec(66)}$$

$$rCMD = \dot{\psi}_{SET} \quad \text{Ec(67)}$$

$$e = \dot{\psi}_{SET} - \dot{\psi}_{FB} \quad \text{Ec(68)}$$

$$V_{RIF}(t) = K_P * e(t) + K_D \frac{d}{dt}(e(t)) + K_I \int_0^t e(t) * dt \quad \text{Ec(69)}$$

$$x_{brake}(s) = \frac{K_{mec}}{s \cdot \tau_{mec} + 1} * V_{RIF}(s) \quad \text{Ec(70)}$$

$$\delta a = K_{flap} * x_{brake} \quad \text{Ec(71)}$$

- X_{track}, Y_{track} , è la posizione del CM del sistema parafoil-payload, misurata rispetto al Target.
- $\dot{X}_{track}, \dot{Y}_{track}$, è la velocità del CM del sistema parafoil-payload, rispetto al SRI.
- E , è l'errore di direzione del paracadute (**heading error**).
- K , è un parametro di calibrazione scelto dal progettista della missione.
- K_R , è una costante di proporzionalità che deve essere trovata tramite iterazione, per ottenere un buon tracking del target senza overshoot.
- $rCMD$, è la velocità di imbardata desiderata (desiderate yaw rate).
- R_{max} , è un limite superiore e inferiore a $rCMD$ per avere convergenza numerica e per conferire stabilità laterale al paracadute.
- ψ_{SET} , è la velocità di imbardata di settaggio utilizzata per calcolare l'errore di velocità di imbardata che sarà utilizzato nel controllo PID.
- ψ_{FB} , è la velocità di imbardata fornita dal sensore giroscopico.
- $V_{RIF}(t)$, è un valore di riferimento che esce dal controllore/PC. Se il valore V_{RIF} è positivo, questo vuole dire che si comanda il motore destro, se il valore V_{RIF} è negativo si comanda il motore sinistro. Detto valore di riferimento segnala che tanto deve tirare il motore elettrico, sia destro o sinistro, la linea dei freni per far sterzare al paracadute.
- e , è l'errore di velocità di imbardata che sarà utilizzato nel controllo PID.
- K_p , è la costante proporzionale del controllo PID.
- K_D , è la costante derivativa del controllo PID.

- K_I , è la costante integrativa del controllo PID.
- x_{brake} , è un valore che fa riferimento allo spostamento delle linee dei freni.
- K_{mec} , è una costante che dipende da come vengono fatti i driver dei motori, i motori, gli alberi motori e le pulegge.
- τ_{mec} , è una costante di tempo che rappresenta un ritardo, o meglio dire, il tempo che si mette il sistema meccanico per trasformare il segnale di riferimento che arriva dal PC ($V_{RIF}(s)$) nello spostamento delle linee dei freni per il comando sterzante delle paracadute x_{brake} .
- K_{flap} , è una costante che dipende dalla cinematica delle linee dei freni (da come vengono fatte le linee dei freni)

7.2) CONTROLLO DI ALTITUDINE

Si basa sullo sfruttamento adeguato ed efficiente dell'energia potenziale del sistema payload-parafoil. Il controllo di altitudine divide il volo in tre fasi.

1) Fase 1: Solo controllo laterale

2) Fase 2: Loiter / Spirale di dicessa

3) Fase 3: Solo controllo laterale

Fase 1: Il sistema parafoil-payload utilizza un controllo laterale dal WP1 fino a una certa distanza previamente scelta (d_{xymin}), che dipenderà dai requisiti della missione. Una volta finita questa fase, la distanza percorsa nel piano X-Y della fase 1 sarà registrata, anche la distanza percorsa nella direzione Z della fase 1, sarà registrata. Questo permette calcolare il Glide Ratio Medio della fase 1 della seguente forma:

$$GR_{fase1} = \frac{d_{traveled, xy_{phase1}}}{d_{traveled, z_{phase1}}} \quad \text{Ec(72)}$$

Dove:

- GR_{fase1} è una misura approssimata di quanti metri percorre il paracadute in XY per ogni metro che scende in Z. Questo parametro è sempre positivo.
- $d_{traveled, xy_{phase1}}$ è la distanza percorsa nel piano X-Y della fase 1
- $d_{traveled, z_{phase1}}$ è la distanza percorsa nella direzione Z della fase 1

Fase 2: Nell'inizio della fase 2 si calcola una altitudine ideale.

$$h_{ideal} = \frac{d_{remaining, xy}}{GR_{fase1}} \quad \text{Ec(73)}$$

- h_{ideal} rappresenta l'altitudine alla quale dovrebbe essere il sistema parafoil-payload, di forma tale che avendo lo stesso GR della fase 1, detto sistema sia in grado di percorrere soddisfacentemente $d_{remaining, xy}$, e quindi raggiungere il target.
- $d_{remaining, xy}$ è la distanza nel piano X-Y che manca per il sistema parafoil-payload per raggiungere il target.

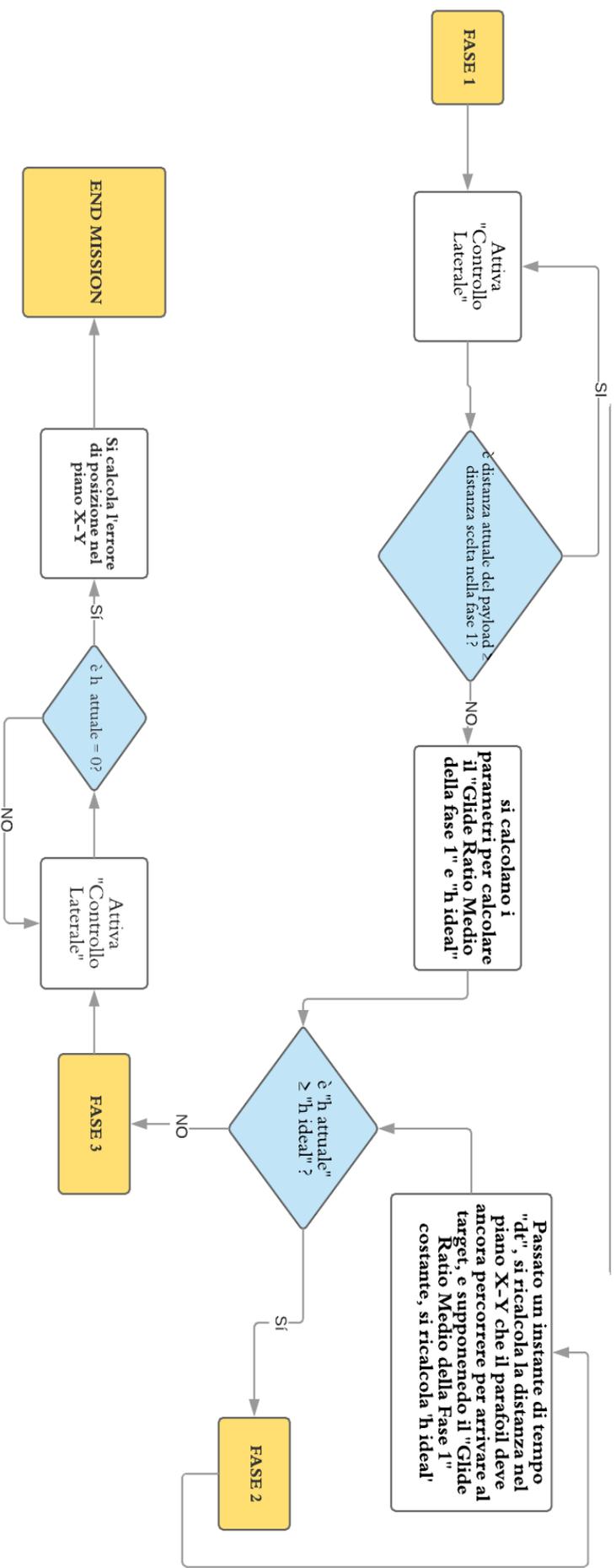
Sia h_{real} l'altitudine del sistema all'inizio della seconda fase di volo (questo parametro è conosciuto utilizzando il sensore altimetro). All'inizio della seconda fase, il computer a bordo del sistema parafoil-payload, fa la seguente domanda: è $h_{real} > h_{ideal}$?

- Se la risposta è affermativa, tale vuol dire che il payload si trova ad un'altitudine superiore a quella che dovrebbe avere per raggiungere il target, quindi ha un eccedente d'energia potenziale, e la fase 2 è possibile.
- Se la risposta è negativa, questo vuol dire che il payload si trova ad un'altitudine inferiore a quella che dovrebbe avere per raggiungere il target, quindi ha insufficienza d'energia potenziale. Successivamente, la fase 2 non può iniziare, e si inizia direttamente fase la 3.

Se la fase 2 è possibile iniziare, si applica un comando costante di “ δa ” (deflessione asimmetrica delle linee dei freni) ad esempio -20° , di forma tale che il tutto il sistema scende con una spirale, quest’ultimo comando è mantenuto fin quando $h_{real} \leq h_{ideal}$.

Una volta attiva la fase 2, si ricorda che il parametro h_{ideal} si calcola ad ogni istante di tempo (**step di integrazione**) durante la fase 2, perché mentre il paracadute effettua la spirale di discesa (Loiter), non solo si diminuisce la sua quota nella direzione Z, ma anche si sposta nel piano X-Y. Questo implica che la distanza “***d remaining, xy***” si modificherà (cambierà di meno o di più dipendendo dalle caratteristiche aerodinamiche e geometriche del paracadute alare, del payload, della densità dell’aria, e dal comando costante di “ δa ” impostato durante la seconda fase) mentre il paracadute effettua il Loiter. Se “***d remaining, xy***” cambia, e supponiamo costante “ GR_{fase1} ”, il parametro “ h_{ideal} ” anche dovrebbe cambiare, seguendo l’equazione 72.

Fase 3: è una fase simile alla fase 1. Si utilizza un controllo laterale per raggiungere il target, fin quando il payload raggiunge terra.



CAPITOLO 3: MODELLO MATEMATICO DEL SISTEMA DI CONTROLLO

1) SISTEMA MECCATRONICO

1.1) Struttura dei dispositivi di attuazione controllata

Un sistema meccatronico include al suo interno dei dispositivi di attuazione controllata. Per dispositivi di attuazione controllata si intende qualsiasi sistema in cui sia possibile controllare una specifica variabile di processo tramite dispositivi di controllo. Tali strumenti cercano di far raggiungere alla variabile il valore richiesto, anche fornite da dispositivi di misurazione. La strumentazione utilizzata nei dispositivi ad attuazione controllata, può essere raggruppata in accordo alle funzioni svolte:

- Misura
- Regolazione/controllo
- Supervisione
- Sicurezza

Lo schema generale di un dispositivo di attuazione controllato è la seguente:

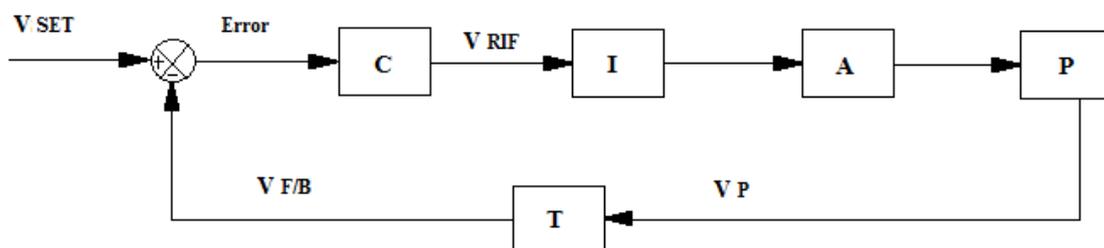


Figura 20. Schema a blocchi di un sistema meccatronico

Dove:

- V SET: è il valore della variabile desiderata (**Valore di SET**).
- V F/B: è il valore di retro alimentazione della variabile a controllare. Anche chiamata variabile misurata (**Valore di Feedback**).
- Errore: è la differenza tra il valore di SET e il Valore di F/B. Questo parametro è in grado di misura che tanto si allontana il valore misurato dal valore desiderato. Per poter confrontare V SET con V F/B, è necessario che questi due segnali siano della stessa natura, ad esempio segnali elettrici in tensione. Ricordiamo che l'errore rappresenta l'input al controllore.
- V RIF: è il valore che esce dal controllore. Indica un valore di riferimento al blocco attuazione, quest'ultimo è composto da Interfaccia e Attuatore.
- V P: è la variabile che esce dal processo, questo segnale può essere di qualsiasi natura (pressione, temperatura, spostamento, velocità, forza, ecc.).
- C: è il controllore, PC oppure Computer. Tale elemento ha internamente la legge di controllo (una qualche funzione che dipende dall'errore). In questa tesi, la legge di controllo all'interno del controllore sarà di tipo PID (**Proportional, Integrative and Derivative**)
- I: è l'interfaccia. Questo dispositivo è fondamentale nei sistemi meccatronici attuali, perché dal controllore escono solo segnali di controllo (a basso livello di voltaggio, nell'ordine dei millivolt) e non di potenza (livello di voltaggio, nell'ordine dei volt). Perciò il segnale di riferimento V RIF non ha l'energia necessaria per comandare l'attuatore, pertanto si ha bisogno di un organo intermedio fra controllore e attuatore che sia in grado di aumentare il livello di energia. Le interfacce sono dei componenti che in funzione del segnale di riferimento, sono in grado di modulare la potenza fornisce l'attuatore.

- A: è l'attuatore. Sono dei componenti che sono in grado di modificare il processo e di conseguenza modificare la variabile VP.
- P: è il processo.
- T: è il Trasmettitore (insieme di sensore, trasduttore e condizionatore). Detto strumento consente la misurazione di VM, ed eventualmente inviare questa informazione al blocco regolazione sotto la forma di $V F/B$.

Un aspetto fondamentale di tutti questi componenti, è che essi presentano una relazione fra ingresso ed uscita (Input e Output). Per descrivere il comportamento di questi componenti si utilizzano delle espressioni chiamate: caratteristiche statiche e dinamiche.

- Le caratteristiche statiche: sono delle funzioni algebriche che descrivono il legame fra Input e Output, se questi sono costanti o presentano variazioni temporali lente.
- Le caratteristiche dinamiche: sono delle equazioni differenziali, e sono necessarie quando il sistema di studio presenta variazioni nel tempo.

1.2) Equazioni differenziali di ordine “n”

In alcune applicazioni è sufficiente conoscere la caratteristica statica di un componente per verificare il suo corretto funzionamento. Questo accade nel caso di sistemi lenti o sistemi stazionari. In un sistema meccatronico, una delle specifiche più importanti è la rapidità di risposta, quindi i componenti che compongono un sistema meccatronico devono avere una ottima risposta dinamica. Ad esempio, un trasmettitore deve essere in grado di rilevare grandezze che variano rapidamente nel tempo, e anche deve avere la capacità di riprodurre un segnale fedele, con errori dinamici trascurabili, con un piccolo ritardo nella risposta, senza sovra-elongazioni.

Generalmente, gli strumenti che compongono un sistema meccatronico sono considerati a scatola nera (**Black Box**). Questo approccio “**Black box**” fornisce un metodo che permette trovare la relazione fra ingresso ed uscita di un elemento, anche se non si conosce bene come è fatto internamente l’elemento di studio.

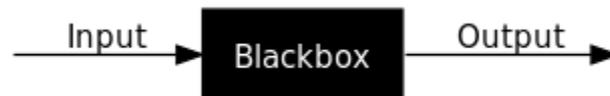


Figura 21. Schema del metodo Black Box

Il metodo più utilizzato per descrivere le prestazioni dinamiche di uno strumento è un modello matematico scritto da equazioni differenziali lineare a parametri costanti di ordine “n”. Lo strumento di studio, in base al suo funzionamento e come viene costruito, viene rappresentato con questo modello che permette studiare il legame fra ingresso ed uscita. Però si deve prendere in attenta valutazione il seguente: Ogni sistema reale o componente di un sistema reale ha un comportamento dinamico che mai sarà esattamente rappresentato da un modello di n-esimo ordine.

1.3) Sistemi di primo ordine

I sistemi di primo ordine sono rappresentabili da equazioni differenziali di primo ordine, quindi:

$$A_1 \frac{dy(t)}{dt} + A_0 y(t) = B_0 u(t)$$

Ec.76

Si può ottenere anche la forma

$$\tau \frac{dy(t)}{dt} + y(t) = Ku(t) \quad \text{Ec.77}$$

Dove:

- τ è la costante di tempo del sistema
- K è la sensibilità statica del sistema

Il modello di primo ordine permette descrivere un sistema in cui è presente un ritardo tra uscita ed ingresso, che è lo stesso dire che il sistema ha una sua dinamica. Osservando l'equazione di sopra possiamo apprezzare che se la costante di tempo del sistema è molto piccola, rende il termine $\frac{dy(t)}{dt}$ trascurabile, otteniamo così un sistema di ordine zero, e quindi senza ritardo. Questo permette dire che la costante di tempo, se cresce progressivamente, più grande sarà il ritardo fra ingresso ed uscita del sistema.

Utilizzando la trasformata di Laplace, otteniamo la funzione di trasferimento di un sistema di primo ordine:

$$G(s) = \frac{y(s)}{u(s)} = \frac{K}{\tau s + 1} \quad \text{Ec.78}$$

2) SISTEMA MECCATRONICO NEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

Nel nostro caso, il sistema meccatronico del sistema parafoil payload è il seguente:

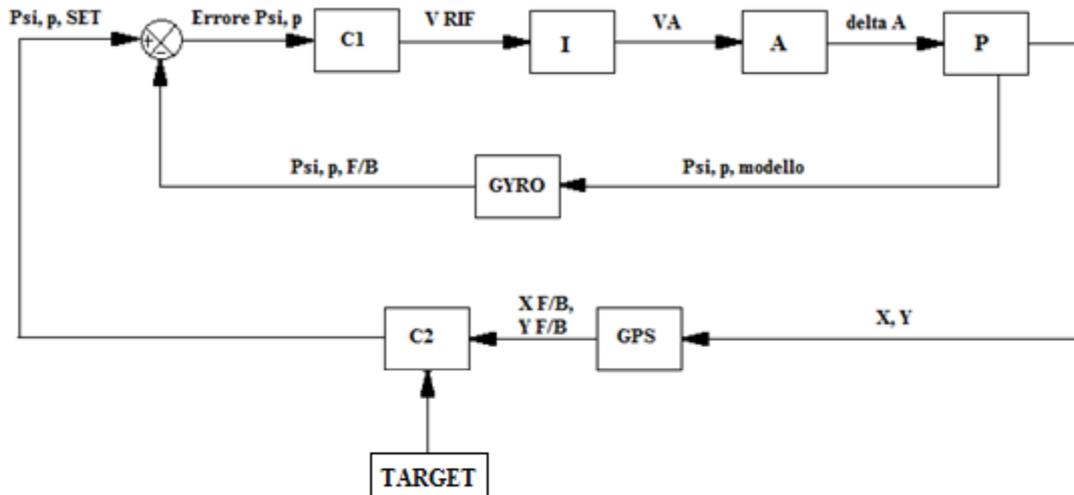


Figura 22. Schema del sistema meccatronico a bordo del sistema parafoil-payload

Dove:

- C1, è il controllore (Computer a bordo) che ha la legge di controllo PID.
- I, è l'interfaccia composta dai driver dei servomotori.
- A, è il sistema di attuazione composto da: un servomotore, un asse, una puleggia, un cavo collegato a uno dei flaps del paracadute. Ci sarà un sistema di attuazione per il lato destro e per il lato sinistro del paracadute. Detto sistema di attuazione è quello che permette lo sterzo del sistema parafoil-payload.
- P, rappresenta il processo a controllare, nel nostro caso è il sistema parafoil-payload (rappresentato dal modello matematico ricavato nel capitolo due). A questo sistema ingressa come input la deflessione asimmetrica delle linee dei freni, ed esce come output tre variabili: la posizione in X, Y del CM del sistema parafoil-payload rispetto al SRI, e la velocità di imbardata attuale del sistema parafoil-payload.

- GYRO, rappresenta il sensore giroscopico che permette misurare la velocità di imbardata attuale del sistema parafoil-payload, e fornisce una velocità di imbardata di feedback con un certo ritardo che dipenderà dalla costante di tempo del sensore giroscopio scelto.
- GPS, rappresenta il sensore GPS che permette misurare la posizione attuale in X, e Y del CM del sistema parafoil-payload rispetto al SRI, e fornisce la posizione in X, e Y del CM del sistema parafoil-payload rispetto al SRI, con un certo ritardo che dipenderà dalla costante di tempo del sensore GPS scelto.
- C2, è lo stesso computer che C1, però è stato disegnato così nello schema per rendere quest'ultimo più semplice da capire. C2 ha una logica di controllo che permette di calcolare la velocità di imbardata che ha bisogno il sistema parafoil-payload (desiderate yaw rate, oppure velocità di imbardata di SET).
- TARGET, è un blocco che ha nel suo interno le coordinate X, Y, Z rispetto al SRI, del target.
- Psi, p, SET è la velocità di imbardata desiderata o di SET (è l'input del sistema di controllo).
- Psi, p, F/B, è la velocità di imbardata di retro alimentazione o feedback (è l'output del sensore giroscopico).
- Psi, p, modello, è la velocità di imbardata di fornisce il modello matematico (è il valore a misurare).
- Errore Psi, p, è l'input per il controllore che ha la legge di controllo PID.
- V RIF, è il valore di riferimento per l'interfaccia. Rappresenta anche l'output del controllore/PC.
- VA, è il voltaggio di armatura per i motori sinistro o destro (dipenderà dal V RIF), che compongono il sistema di attuazione.

- Delta A è la deflessione asimmetrica delle line dei freni.
- X, Y sono le posizioni del CM del sistema parafoil-payload, nel SRI.
- X F/B, Y F/B sono le posizioni del CM del sistema parafoil-payload, nel SRI, che fornisce il sensore GPS.

Allora si devono fare delle supposizioni per trovare le equazioni differenziali lineari di ordine “n” che siano in grado di rappresentare ogni componente del sistema meccatronico descritto sopra.

2.1) Sensore GPS e sensore Giroscopico

Per rappresentare il comportamento dinamico dei sensori, si utilizzano dei sistemi di primo ordine.

In questa fase della tesi, non si conosce ancora i valori/dimensioni della alimentazione di energia elettrica (**power supply**), e non si hanno valori di tensioni o di corrente tipici in un sistema parafoil-payload. Lo scopo di introdurre una funzione di trasferimento di primo ordine per modellizzare i sensori a bordo, è di studiare l’influenza del ritardo che aggiungono questi sensori al sistema meccatronico. Per questo motivo le costanti di proporzionalità o di sensibilità dei sensori sono supposte unitarie, mentre le costanti di tempo dei sensori scelti dipenderanno dal tipo di sensore che si possono trovare nel mercato.

Per il sensore GPS:

$$G_{GPS}(S) = \frac{K_{GPS}}{\tau_{GPS} * S + 1}$$

Ec.79

$$K_{GPS} = 1$$

La frequenza tipica di lavoro dei sensori GPS, che si trovano nel mercato, varia fra 1-10 Hz, quindi con questo dato si trova, nel caso peggiorativo: $\tau_{GPS} = 1$ s.

Per il sensore Giroscopico:

$$G_{GPS}(s) = \frac{K_{GYRO}}{\tau_{GYRO}s+1} \quad \text{Ec.80}$$

$$K_{GYRO} = 1$$

La frequenza tipica di lavoro dei sensori giroscopici che si trovano nel mercato è di 50 Hz, quindi con questo dato si trova: $\tau_{GYRO} = 0.02$ s.

Dove:

- τ_{GPS} è la costante di tempo del GPS
- τ_{GYRO} è la costante di tempo del giroscopio
- K_{GPS} è la sensibilità statica del GPS
- K_{GYRO} è la sensibilità statica del giroscopio

2.2) Il PC

Si suppone che la velocità di lavoro del PC sia abbastanza veloce, per questo motivo non influenza la dinamica complessiva dell'intero sistema, in poche parole, si trascura l'influenza del PC come un ritardo al sistema meccatronico.

La legge di controllo utilizzata è di PID:

Il controllore acquisisce in ingresso un valore da un processo e lo confronta con un valore di riferimento. La differenza, il cosiddetto segnale di errore, viene quindi usata per determinare il valore della variabile di uscita del controllore, che è la variabile manipolabile del processo.

Il PID regola l'uscita in base a:

- Il valore del segnale di errore (azione proporzionale);
- I valori passati del segnale di errore (azione integrale);
- Quanto velocemente il segnale di errore varia (azione derivativa).

I controllori PID sono relativamente semplici da comprendere, installare e tarare, al confronto con più complessi algoritmi di controllo basati sulla teoria del controllo ottimo e del controllo robusto.

In questa tesi, si utilizza un controllo solo PD (proporzionale e derivativo), le costanti di proporzionalità derivativa e proporzionale si trovano iterando. Il processo di iterazione consente di raggiungere un buon “**tracking**” (questo vuol dire che il sistema parafoil-payload sia in grado di seguire il target) senza overshoot. Si trova, dopo iterare, che i seguenti valori forniscono un buon tracking senza overshoot:

- Costante di controllo proporzionale: $K_P=4$.
- Costante di controllo derivativa: $K_D=1$.

2.3) L'interfaccia e il sistema di attuazione

Nel seguente schema osserviamo interfaccia, è il sistema di attuazione per un solo lato, supponiamo il lato destro:

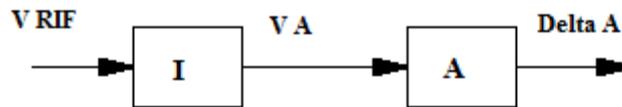


Figura 23. Schema a blocchi del sistema di attuazione e la sua rispettiva interfaccia

Il sistema di attuazione “A”, a sua volta è rappresentato da un insieme di sotto sistemi: un sistema elettrico, un sistema magnetico, un sistema meccanico secondario, una puleggia e la cinematica dei flaps. Si ricorda che ci sono delle interfacce “I”, e due sistemi di attuazione “A”, uno per il lato destro e uno per il lato sinistro. Però basta capire come funziona un lato, per sapere come funzionerà l’altro.

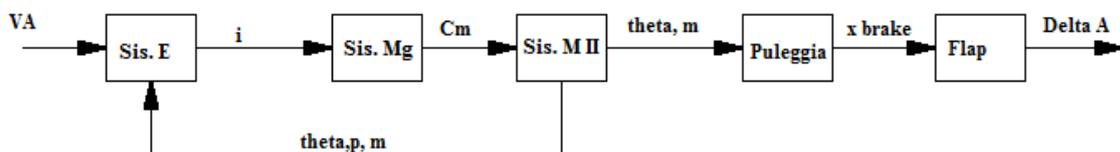


Figura 24. Schema a blocchi del sistema di attuazione

Dove:

- V_A , è il voltaggio di alimentazione della armatura del motore DC.
- ‘ i ’, è l’intensità oppure la corrente che percorre il sistema elettrico del motore elettrico.
- C_m , è la coppia motrice che esce dal motore elettrico.
- $\theta_{m,m}$, è la rotazione dell’albero motore.
- $\theta_{p,m}$, è la velocità di rotazione dell’albero motore.

- X brake, è l'accorciamento della linea del freno, in questo caso il freno destro.
- Sis. E, rappresenta il sistema elettrico.
- Sis. Mg, rappresenta il sistema magnetico.
- Sis. M II, rappresenta il sistema meccanico secondario.
- Puleggia, rappresenta la cinematica della puleggia.
- Flap, rappresenta la cinematica del flap.

2.3.1) Sistema elettrico: è rappresentato dalla seguente equazione:

$$VA = i * R_A + \frac{di}{dt} * L_A + K_b * \theta_m \quad \text{Ec.81}$$

Dove:

- R_A , rappresenta la resistenza elettrica dell'armatura del motore DC.
- L_A , rappresenta l'induttanza elettrica dell'armatura del motore DC.
- K_b , è la costante di velocità del motore DC, è una costante legata alla forza contro elettromotrice (FECM). Dipenderà da come viene fatto internamente il motore elettrico.
- θ_m , è la rotazione dell'albero motore.
- i , corrente che percorre all'interno dell'armatura del motore DC.

2.3.2) Sistema magnetico: è rappresentato dalla seguente equazione:

$$Cm = Kc * i \quad \text{Ec.82}$$

Dove:

- K_c è la costante di coppia del motore DC. Dipenderà da come viene fatto internamente il motore.

2.3.3) Sistema meccanico secondario: è rappresentato dalla seguente equazione:

$$C_m = I_m * \ddot{\theta}_m + \gamma_m * \dot{\theta}_m + K_m * \theta_m \quad \text{Ec.83}$$

Dove:

- I_m , è l'inerzia dell'albero motore.
- γ_m , è un coefficiente legato all'attrito viscoso che si presenta nell'albero motore (aria, casinetti, ecc.).
- K_m , rappresenta la rigidezza torsionale dell'albero motore.

2.3.4) La cinematica della puleggia: è rappresentata dalla seguente equazione:

$$X_{brake} = R_{puleggia} * \theta_m \quad \text{Ec.84}$$

Dove:

- $R_{puleggia}$ rappresenta il raggio della puleggia, anche si può osservare come una semplice costante di proporzionalità:

$$X_{brake} = K_{puleggia} * \theta_m \quad \text{Ec.85}$$

Quindi mi permette sapere quanto sarà l'accorciamento della linea del freno, per ogni angolo ruotato dalla puleggia.

2.3.5) La cinematica del flap: è rappresentata dalla seguente equazione:

$$\delta_A = K_{flap} * X_{brake} \quad \text{Ec.86}$$

Dove:

- K_{flap} , è una costante di proporzionalità che permette sapere quanto sarà la deflessione asimmetrica del flap, in funzione dell'accorciamento della linea dei freni.

Per semplificare lo studio dell'interfaccia e del sistema di attuazione, si fanno delle seguenti supposizioni:

- L'effetto della forza contro elettromotrice sia trascurabile, quindi si suppone K_b , trascurabile.
- l'inerzia dell'albero motore, e della puleggia sono trascurabili.
- Le perdite per attrito viscoso nell'albero motore sono trascurabili

- Albero motore è di rigidità infinita.
- Trascuriamo l'influenza dell'interfaccia.

Con queste supposizioni, otteniamo:

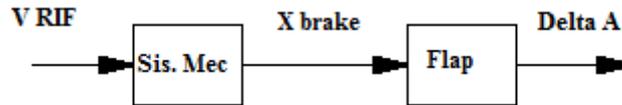


Figura 25. Schema a blocchi del sistema di attuazione semplificato

Un sistema meccanico rappresentato da una funzione di trasferimento di primo ordine:

$$G_{sis,mec}(s) = \frac{X_{brake}(s)}{V_{RIF}(s)} = \frac{K_{mec}}{\tau_{mec}s+1} \quad \text{Ec.87}$$

Dove:

- K_{mec} , è una costante di proporzionalità che prende in considerazione tutte le costanti di tutti i sottosistemi previamente descritti. Prende un valore unitario.
- τ_{mec} , è una costante di tempo che rappresenta il ritardo meccanico del sistema di attuazione. Si suppone pari a 1 secondo, come valore nominale, per lo studio di questa tesi.

CAPITOLO 4: IMPLEMENTAZIONE DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD IN MATLAB-SIMULINK

Per simulare il sistema parafoil-payload è stato creato un codice in ambiente Matlab-Simulink. Il codice creato è composto da 3 sottosistemi:

- 1) Programma principale
- 2) Sottoprogrammi che svolgono compiti specifici
- 3)3 Modelli in ambiente Simulink

1) IL PROGRAMMA PRINCIPALE

Il programma principale, "**Inizializzazione_modello_simulink.m**". Il suo obiettivo è simulare l'intera missione. All'interno di questo programma sono chiamati gli altri sottoprogrammi che eseguono routine specifiche per calcolare o inizializzare i vari parametri necessari per calcolare la traiettoria del sistema parafoil-payload durante le tre fasi di ogni missione. I parametri possono essere, ad esempio: definire la posizione iniziale, velocità lineare, rotazione e velocità angolare del sistema rispetto al target, definire le caratteristiche dell'aria e del vento, le caratteristiche fisiche del carico utile e del paracadute alare, la definizione delle costanti caratteristiche dei sensori, le condizioni iniziali della missione, ecc.

Ulteriormente, all'interno di detto programma, i tre modelli creati in ambiente Simulink vengono richiamati a tempo opportuno. Ogni modello rappresenta ogni fase della missione.

2) SUBPROGRAMMI

Di seguito sarà brevemente illustrato il ruolo di ciascun sottoprogrammi che costituiscono il programma principale. Saranno nominati in ordine di apparizione: in base a come sono stati scritti nel programma principale.

2.1) `posizione_del_sistema_rispetto_al_target.m`

Questo codice permette:

- Definire la posizione iniziale del centro di massa del sistema parafoil-payload nel SRI rispetto al Target, tale significa la definizione del deployment point (**WP1**). Le coordinate X e Y di **WP1** saranno sempre zero, perché quest'ultimo è definito come origine dell'SRI. La coordinata Z del punto di rilascio del carico utile sarà sempre diversa da zero e negativa. Ad esempi, se si vuole simulare una missione con un'altitudine iniziale nella prima fase di 4000 m, si deve scrivere in questo programma $Z=-4000$ m.
- Definire la rotazione iniziale del sistema parafoil-payload rispetto al SRI utilizzando i tre angoli di Eulero.
- Definire la posizione del Target nel SRI significa definire il punto **WP2**. Le coordinate X e Y di **WP2** saranno sempre diverse da zero, e possono essere positive o negative. La coordinata Z del WP2 sarà sempre zero, perché rappresenta la terra.

- Calcolare la distanza iniziale, nel piano X-Y, tra WP1 e WP2.

2.2) `air_properties.m`

Tale programma consente:

- Utilizzando due file, consegnati da **AresCosmo**, denominati “**Heights.txt**” e “**Rho.txt**”, è possibile creare due vettori, uno di altitudine chiamato “**height**” e uno di densità chiamato “**density**”. Questi vettori verranno poi utilizzati in Simulink per creare una **Look up Table** che permetterà, a seconda della coordinata Z del centro di massa del sistema parafoil-payload, di calcolare la densità dell’aria.

2.3) `caratteristiche_del_sistema_parafoil_payload.m`

Questo programma ha lo scopo di:

- Definire la massa del parafoil, payload, e del giunto metallico.
- Definire la gravità del pianeta.
- Calcolare la densità dell’aria nella fase 1.
- Definire le dimensioni delle linee parafoil, payload e paracadute. Permette inoltre di definire l’angolo delle linee del paracadute rispetto alla verticale:
 $a_{payload}, b_{payload}, c_{payload}, b, a, c, t, \varepsilon_0$.
- Calcolare le superfici del paracadute e del carico utile, che saranno utilizzati nel calcolo delle forze e dei momenti aerodinamici: S_s, S_p .

2.4) `calcolo_delle_matrici_di_massa_e_inerzia_appar ente.m`

Tale codice consente di:

- Calcolare i coefficienti delle matrici di massa e di inerzia apparente: A, B, C, P, Q, R .
- Creare le matrici di massa e di inerzia apparente: $\overline{IAM}, \overline{IAI}$.

2.5) `centri_di_masse.m`

Tale programma permette:

- Calcolare i seguenti vettori posizioni, nel SRB, fra:
 - ✓ Il centro di massa del sistema e il centro di massa del parafoil: $\overline{CMC}|_{SRB}$.
 - ✓ Il centro di massa del sistema e il centro di massa del payload: $\overline{CMS}|_{SRB}$.
 - ✓ Il punto “O” e il centro di massa del sistema: $\overline{OCM}|_{SRB}$.

2.6) `coefficienti_aerodinamici.m`

Questo programma ha lo scopo di:

- Definire i coefficienti aerodinamici che caratterizzano sia al parafoil che al payload: $C_{l\beta}, C_{lp}, C_{lr}, C_{l\delta a}, C_{n\beta}, C_{np}, C_{nr}, C_{n\delta a}, CD_p(\alpha), CL_p(\alpha), CD_S$.

2.7) `inerzie_del_sistema.m`

Questo programma ha lo scopo di:

- Calcolare l'inerzia del payload, rispetto al centro di massa del payload, rispetto al

$$\text{SRB: } \overline{\overline{I_{payload,S}}}_{SRB}$$

- Calcolare l'inerzia del payload, rispetto al centro di massa del parafoil, rispetto al SRB

$$\text{e la SRC: } \overline{\overline{I_{parafoil,C}}}_{SRC}, \overline{\overline{I_{parafoil,C}}}_{SRB}$$

- Calcolare l'inerzia dell'intero sistema rispetto al centro di massa del sistema, y

$$\text{rispetto al SRB: } \overline{\overline{IT}} = \overline{\overline{I_{sistema,CM}}}_{SRB}$$

2.8) `velocita_del_vento.m`

Tale programma permette:

- Definire la funzione del vento nella direzione X, Y, Z, rispetto al SRI

2.9) `vettori_posizioni_modello_completo.m`

Suddetto codice consente di:

- Calcolare il vettore posizione, fra il centro di massa del paracadute e il centro-aerodinamico del paracadute, nel SRB e nel SRC: $\overline{CP}|_{SRB}$, $\overline{CP}|_{SRC}$.
- Calcolare il vettore posizione, fra il centro di massa dell'intero sistema parafoil-payload e il centro-aerodinamico del parafoil, nel SRB: $\overline{CMP}|_{SRB}$.
- Il calcolo delle seguenti matrici: $\overline{S_{CMC}^{SRB}}$, $\overline{S_{CMS}^{SRB}}$, $\overline{S_{CMP}^{SRB}}$.

2.10) `matrice_di_costanti.m`

Tale programma permette:

- Calcolare le matrici $\overline{IAM'}$ e $\overline{IAI'}$
- Calcolare la matrice di costante caratteristica del sistema di equazione: $\begin{bmatrix} \overline{A} & \overline{B} \\ \overline{C} & \overline{D} \end{bmatrix}$

2.11) `dati_sensori_computer_attuatori.m`

Questo programma ha lo scopo di:

- Definire la costante di proporzionalità e la costante di tempo del sensore GPS, K_{GPS} e τ_{GPS} .

- Definire la costante di proporzionalità e la costante di tempo del sensore Giroscopio, K_{GYRO} e τ_{GYRO} .
- Definire la costante di proporzionalità e la costante di tempo del sensore del sistema meccanico, K_{mec} e τ_{mec} .
- Definire la costante di proporzionalità dei 'Flaps', K_{flaps}
- Definire le costanti di proporzionalità, derivativa e integrativa del controllo PID, K_P, K_D, K_I .

2.12) `condizioni_iniziali_phase_1_modelo_simulink.m`

Suddetto codice consente di:

- Definire le condizioni iniziali della fase 1

2.13) `parameters_phase_1_modelo_simulink.m`

Tale programma permette:

- Definire la distanza minima alla quale il sistema parafoil-payload deve avvicinarsi per completare la fase 1. Questa distanza può essere vista nel modo seguente: Si immagina una zona circonferenziale di raggio pari " dxy_{min} ", con centro fisso nel target (WP2), il sistema parafoil-payload (tramite il controllo di navigazione laterale) deve entrare in questa zona per iniziare la fase due del volo. Il raggio di questa zona

è definito a seconda del tipo di missione, per ottenere l'adeguato comportamento del sistema parafoil-payload, e soddisfare la precisione della missione (nel capitolo successivo sarà descritto come uno dei tre parametri di calibrazione del sistema).

- Definire la deflessione iniziale dei flap nella fase 1, " $\delta\alpha$ ". Si suppone per le simulazioni sviluppate in questa tesi, pari a zero.
- Definire il passo di integrazione temporale, nel programma è chiamato "**delta_t**".
- Definire i parametri del controllo laterale di navigazione delle fasi 1 e 3: K , K_R , R_{max} .

2.14) **risultati_phase_1_modelo_simulink.m**

Questo programma ha lo scopo di:

- Fare il salvataggio dei tutti i parametri risultanti della fase 1, per esempio: la posizione del CM del sistema parafoil-payload; la velocità lineare ed angolare del CM del sistema parafoil-payload nel SRB e nel SRI, ecc.

2.15) **condizioni_iniziali_phase_2_modelo_simulink.m**

Suddetto codice consente di:

- Definire le condizioni iniziali della missione 2.

2.16) `parameters_phase_2_modelo_simulink.m`

Tale programma permette:

- La distanza percorsa, nel piano X-Y, nella fase 1
- La distanza percorsa, nella direzione Z, nella fase 1
- Calcolare h_{ideal}
- Calcolare il Glide Ratio Medio della fase 1, GR_{fase1} .
- Calcolare La distanza nel piano X-Y che manca al sistema parafoil-payload per raggiungere al target, $d_{remaining, xy}$.
- Calcolare della h_{actual} , che rappresenta l'altitudine attuale del "CM" del sistema parafoil-payload nella fase 2 della missione.
- Definire la deflessione asimmetrica costante che avrà il paracadute per sviluppare la fase di loiter, $\delta\alpha$.
- Verificare se la fase 2 es possibile.

2.17) `risultati_phase_2_modelo_simulink.m`

Questo programma ha lo scopo di:

- Fare il salvataggio dei tutti i parametri risultanti della fase 2, per esempio: la posizione del “CM” del sistema parafoil-payload; la velocità lineare ed angolare del “CM” del sistema parafoil-payload nel SRB e nel SRI, etc.

2.18) `condizioni_iniziali_phase_3_modelo_simulink.m`

Suddetto codice consente di:

- Definire le condizioni iniziali della missione 3.

2.19) `parameters_phase_3_modelo_simulink.m`

Tale programma permette:

- Calcolare la distanza nel piano X-Y che il “CM” del sistema parafoil-payload ancora deve percorrere per arrivare al target, nella fase 3.
- Calcolare la distanza nella direzione Z che il “CM” del sistema parafoil-payload ancora deve percorrere per arrivare a terra., nella fase 3

2.20) `risultati_phase_3_modelo_simulink.m`

Questo programma ha lo scopo di:

- Fare il salvataggio dei tutti i parametri risultanti della fase 3, per esempio: la posizione del CM del sistema parafoil-payload; la velocità lineare ed angolare del “CM” del sistema parafoil-payload nel SRB e nel SRI, etc.

2.21) plotaggio_phase_1_simulink.m

Suddetto codice consente di:

- Rappresentare graficamente i risultati della fase 1.

2.22) plotaggio_phase_2_simulink.m

Tale programma permette:

- Rappresentare graficamente i risultati della fase 2.

2.23) plotaggio_phase_3_simulink.m

Questo programma ha lo scopo di:

- Rappresentare graficamente i risultati della fase 3.

2.24) `plotaggio_simulink.m`

Suddetto codice consente di:

- Rappresentare graficamente dei risultati della fase 1, fase2 y fase 3, insieme.

3) MODELLI SVILLUPATI

3.1) `pay_par_sys_model_phase_1_first_order_mech:`

Detto modello permette simulare la prima fase di volo della missione, è composta a sua volta per 6 blocchi o subsistemi:

3.1.1) Wind Model



Figura 26. *Subsistema Wind Model*

Il subsistema mostrato in figura è conformato, internamente, da tre blocchi di tipo **“Repeating Sequence Interpolated”**, quest’ultimi permettono definire la funzione che rappresenterà il comportamento del vento.

La funzione vento, in una sola direzione, considerata in questa simulazione ha la seguente forma:

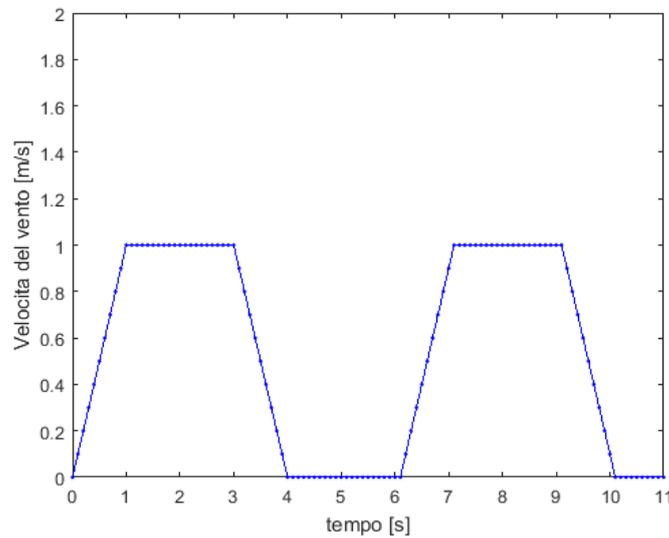


Figura 27. *Esempio dell’andamento della funzione vento, rispetto al tempo, in una sola direzione*

Si può apprezzare che la funzione vento ha una 4 tempi caratteristici:

1. Un tempo di salita, pari a un secondo.
2. Un tempo di ampiezza massima, pari a due secondi.
3. Un tempo di dicessa, pari a un secondo.
4. Un tempo in cui l'ampiezza è pari a zero, pari a due secondi.

Questi tempi sono modificabili, per ogni singola direzione X, Y, Z, tramite il programma Matlab, sviluppato in questa tesi, chiamato “**velocita_del_vento.m**”, però per lo scopo delle simulazioni sviluppate in questa tesi, detti tempi rimarranno costanti.

L'unico parametro che si modificherà nella funzione vento, per valutare la sensibilità del sistema parafoil-payload al vento, sarà la velocità massima, oppure l'ampiezza della funzione. L'ampiezza della funzione vento, nella direzione X, Y, Z, è modificabile tramite il programma Matlab “**velocita_del_vento.m**”.

3.1.2) Parafoil-Payload System

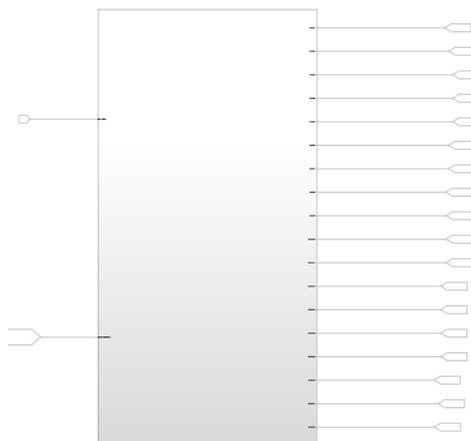


Figura 28. *Subsistema Parafoil-Payload System*

Ha come input il vettore di velocità del vento nell' SRI e la deflessione asimmetrica delle linee dei freni. In questo blocco Simulink si calcolano tutte le forze e i momenti descritti nel capitolo del modello matematico del sistema parafoil-payload, e anche in questo blocco Simulink si risolve il sistema di equazioni.

Detto blocco fornisce come output:

- Le componenti del vettore velocità lineare del “CM”, rispetto al SRB: u, v, w
- Le componenti del vettore velocità lineare del “CM”, rispetto al SRI: $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$
- Le componenti del vettore posizione del “CM”, rispetto al SRI: x, y, z
- Le componenti del vettore velocità angolare del sistema parafoil-payload, rispetto al SRB: p, q, r
- Le componenti del vettore velocità angolare del sistema parafoil-payload, rispetto al SRI: $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$
- Le componenti del vettore di rotazione del sistema parafoil-payload, rispetto al SRI: ϕ, θ, ψ

Il blocco “Parafoil-Payload System” è composto da altri sottosistemi:

A) Il blocco “Calcolo della matrice di costanti”

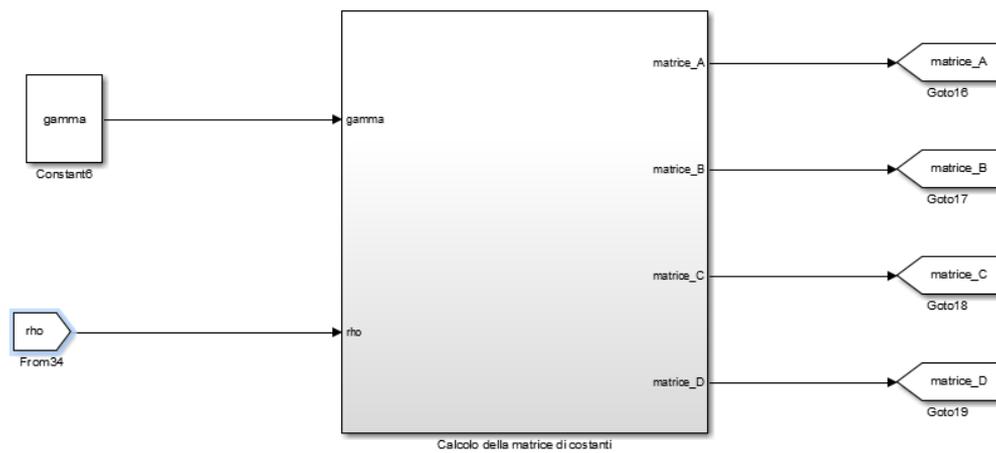


Figura 29. *Subsistema “Calcolo della matrice di costanti”*

B) Il blocco “Calcolo di TIB, TBI, MRVA”

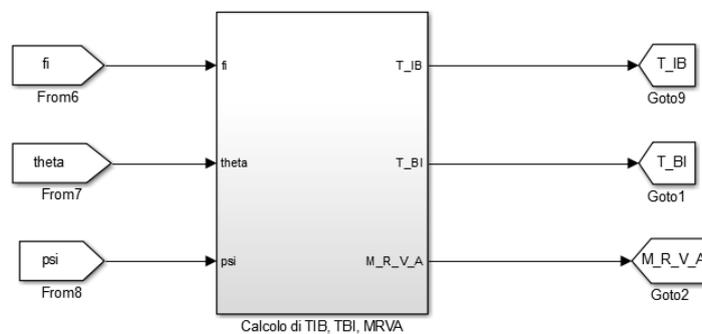


Figura 30. *Subsistema “Calcolo di TIB, TBI, MRVA”*

C) Il blocco “Calcolo delle forze conosciuti per la risoluzione del sistema di equazione”

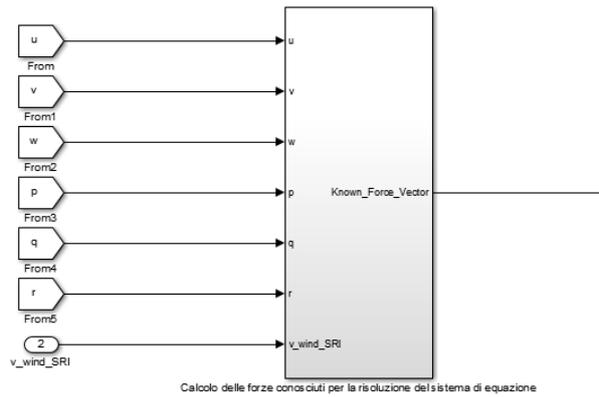


Figura 31. *Subsistema “Calcolo delle forze conosciute per la risoluzione del sistema di equazione”*

D) Il blocco ‘Calcolo dei momenti conosciuti per la risoluzione del sistema di equazione’

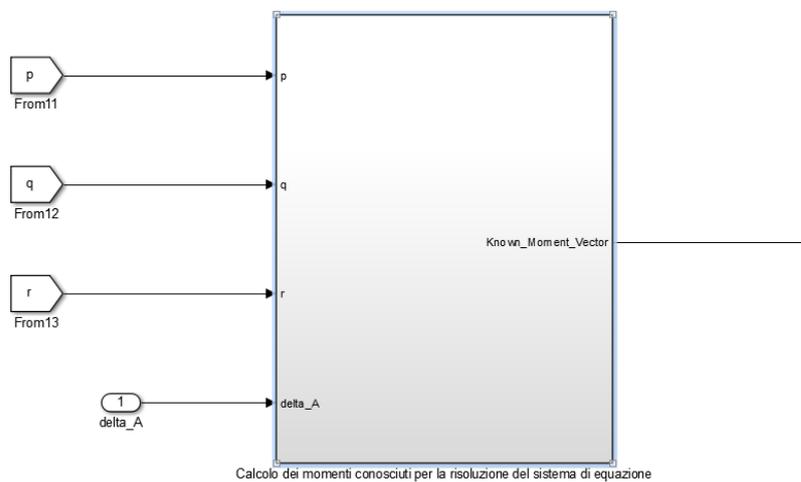


Figura 32. *Subsistema “Calcolo delle forze conosciute per la risoluzione del sistema di equazione”*

E) Il blocco ‘Risoluzione del sistema di equazioni’:

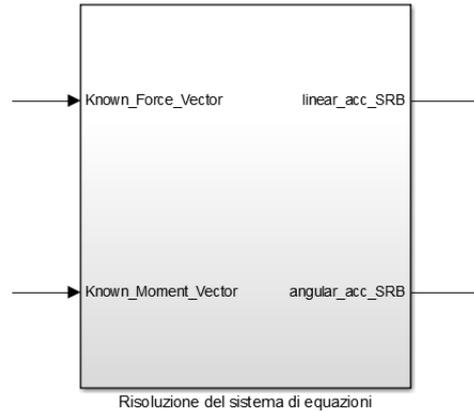


Figura 33. *Subsistema “Calcolo delle forze conosciute per la risoluzione del sistema di equazione”*

F) Il blocco ‘Calcolo di X, Y, Z’

Questo blocco ha come input il vettore accelerazione lineare del CM rispetto SRB, quindi il vettore di componenti u, v, w derivati rispetto al tempo. Mentre fornisce come output: $u, v, w, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$. Per ottenere questi risultati, si deve fare un’integrazione nel tempo. Il metodo di integrazione utilizzato è stato **Dorman-Prince** d’ordine 8, con un passo temporale di integrazione fisso, detto passo di integrazione è definito nel programma “`parameters_phase_1_modelo_simulink.m`”. Lo step di integrazione è stato trovato iterando, per garantire la convergenza della soluzione del sistema di equazione.

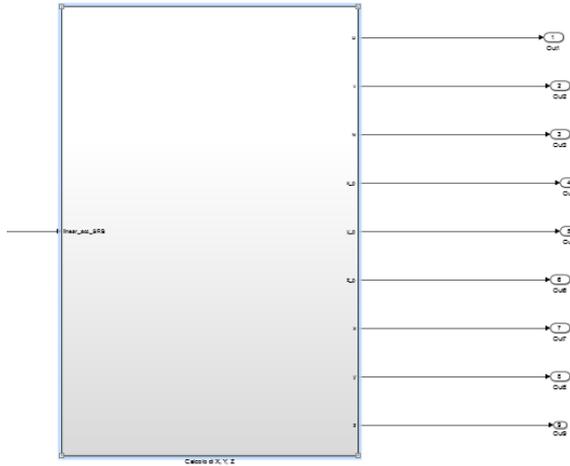


Figura 34. *Subsistema “Calcolo di X, Y, Z”*

G) Il blocco ‘Calcolo di Fi, Theta, Psi’

Questo blocco ha come input il vettore accelerazione angolare del sistema parafoil-payload rispetto SRB, quindi il vettore di componenti p, q, r derivati rispetto al tempo. Mentre fornisce come output: $p, q, r, \varphi, \theta, \psi, \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

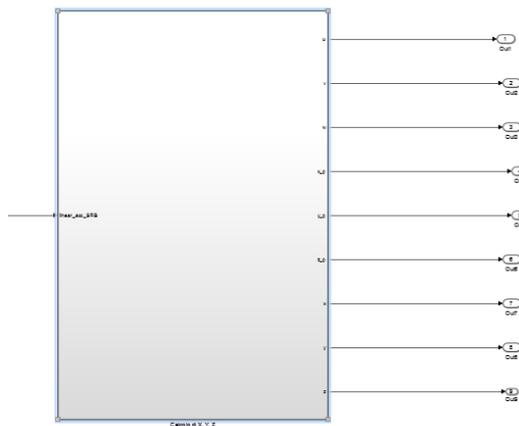


Figura 35. *Subsistema “Calcolo di Fi, Theta, Psi”*

3.1.3) SENSORS

Al suo interno si trovano le funzioni di trasferimento per ogni sensore. Ha come inputs: $x, y, z, \varphi, \theta, \psi$. Mentre fornisce come outputs: $x_{GPS}, y_{GPS}, z_{GPS}, \varphi_{GYRO}, \theta_{GYRO}, \psi_{GYRO}$, e le sue derivate rispetto al tempo.

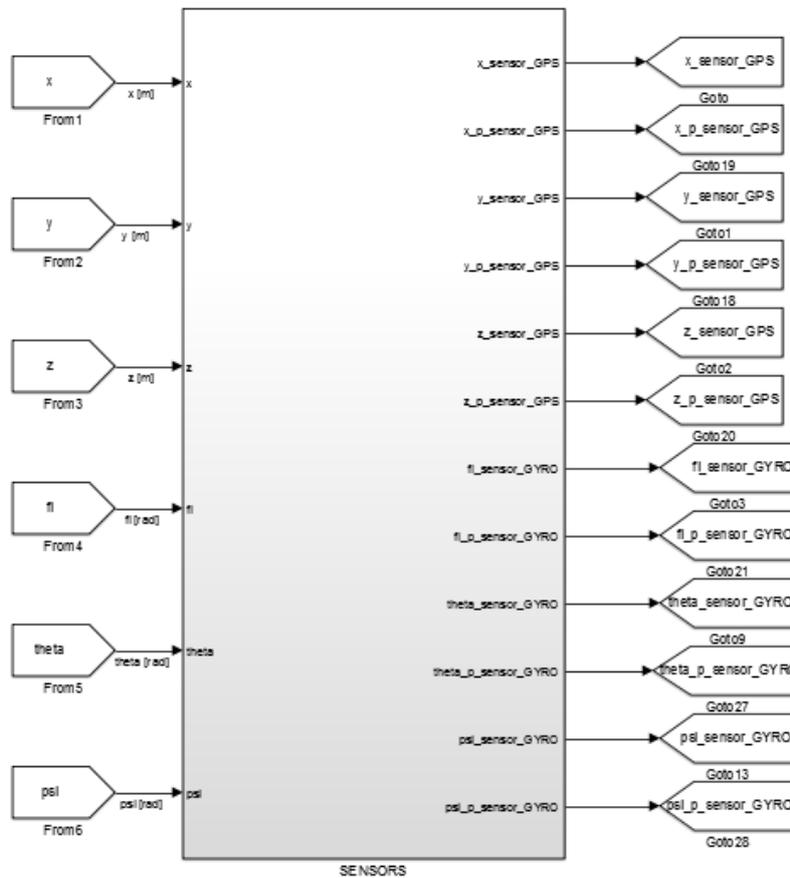


Figura 36. Sottosistema "SENSORS"

3.1.4) COMPUTER / PC:

Al suo interno si trova la logica di controllo che permette calcolare la velocità di imbardata desiderata, e anche si ha la legge di controllo PID. Ha come inputs: la posizione del target, $x_{GPS}, y_{GPS}, x_{p_{GPS}}, y_{p_{GPS}}, \Psi_{p_{GYRO}}$. Mentre fornisce come outputs: V_{RIF} , x_{track}, y_{track} .

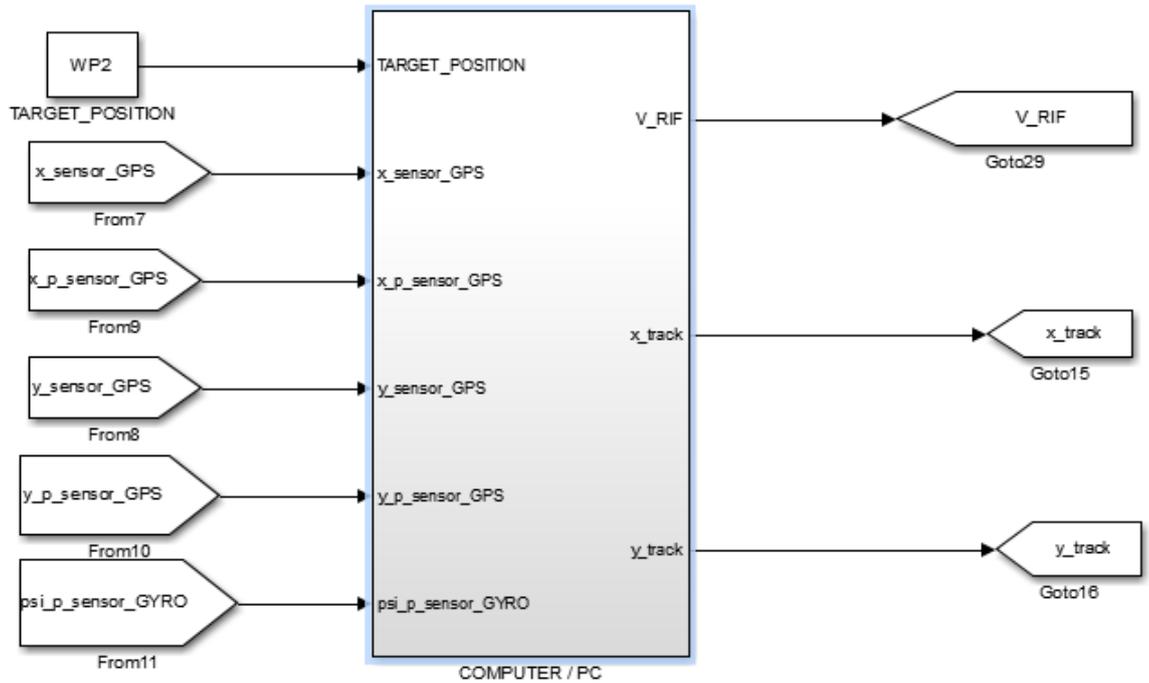


Figura 37.Subsistema “COMPUTER/PC”

3.1.5) MECHANICAL SYSTEM [MOTORS AND FLAPS]:

Al suo interno si trova la funzione di trasferimento di primo ordine del sistema meccanico e l’equazione che rappresenta la cinematica del flap (la relazione proporzionale tra la x_{brake} e la δ_A . Ha come input: V_{RIF} . Mentre fornisce come output: δ_A .

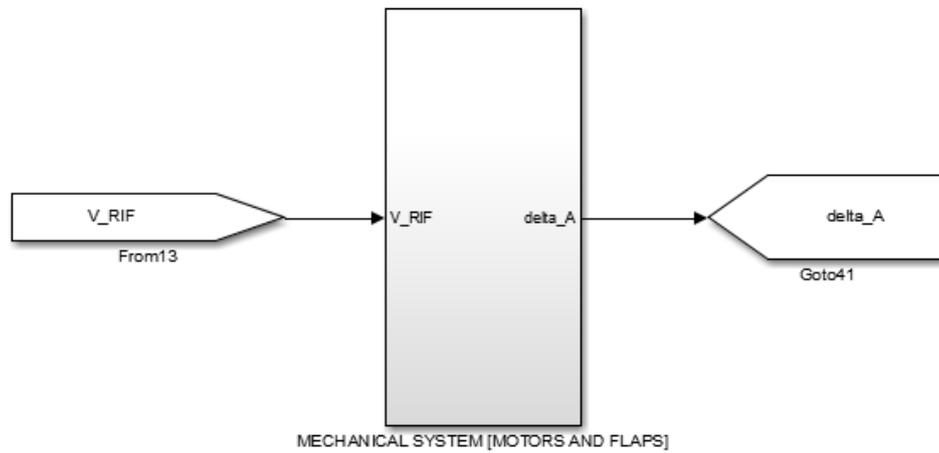


Figura 38. *Subsistema “MECHANICAL SYSTEM [MOTORS AND FLAPS]”*

3.1.6) PHASE 1

Presenta al suo interno la logica di controllo necessaria per sapere se il sistema parafoil-payload ha percorso la distanza essenziale per finire la fase 1, oppure se il payload è arrivato a terra. Ha come input: $d_{xy min}$, x_{track} , y_{track} .

Al suo interno presenta la condizione per finire la simulazione della fase 1 di volo.

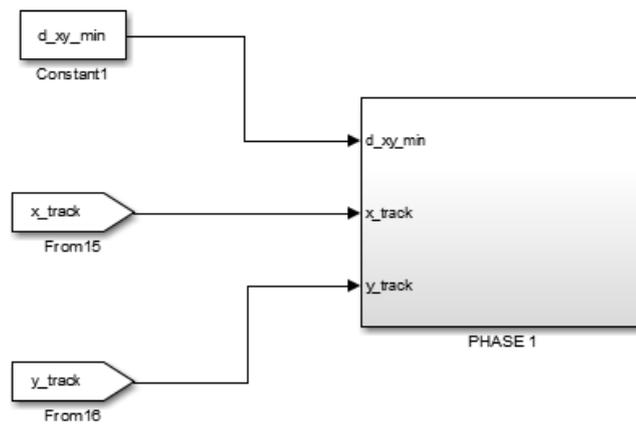


Figura 39. Sottosistema Phase1

3.2) pay_par_sys_model_phase_2_first_order_mech:

È il secondo modello sviluppato nell'ambiente Simulink, è permette la simulazione della seconda fase di volo della missione, anche chiamata, fase di loiter (dicesa in spirale), è composto da 4 blocchi. I tre primi blocchi sono **Wind Model**, **Parafoil-Payload System**, **SENSORS**, previamente spiegati. Il quarto sottosistema è:

3.2.1) PHASE 2

Presenta al suo interno la logica di controllo necessaria per sapere se il sistema parafoil-payload ha percorso la distanza in Z essenziale per finire la fase 2, oppure, se “h ideal” è maggiore o uguale a “h actual”.

Ha come input: la posizione del target, δ_A , x_{GPS} , y_{GPS} , Z

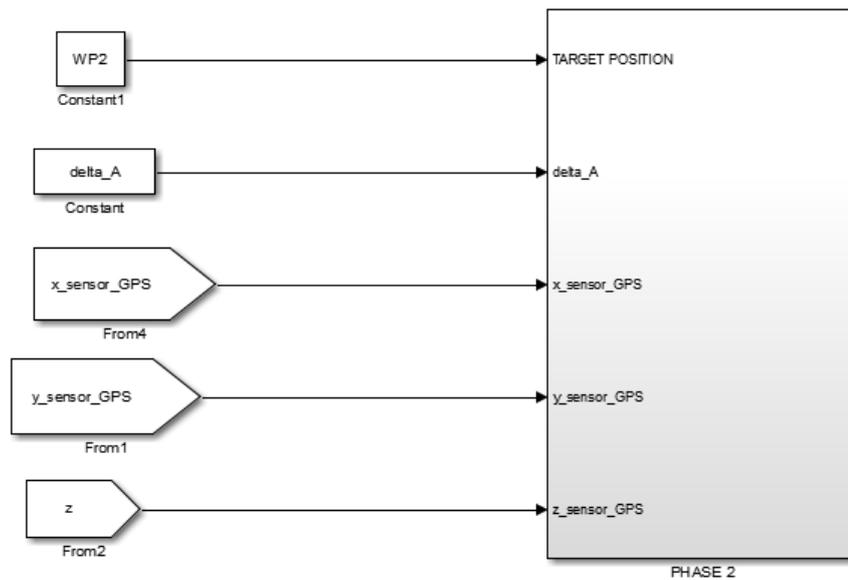


Figura 40. Sottosistema Phase 2

3.3) pay_par_sys_model_phase_3_first_order_mech:

È un modello Simulink molto simile al primo, permette la simulazione della terza fase di volo della missione, è composto da 6 blocchi. I primi 5 blocchi sono uguali al primo modello, il sesto sottosistema è:

3.3.1) PHASE 3

Presenta al suo interno la logica di controllo necessaria per sapere se il sistema parafoil-payload ha percorso la distanza essenziale per finire la fase 3, oppure se il payload è arrivato a terra.

CAPITOLO 5: SIMULAZIONI IN AMBIENTE MATLAB-SIMULINK

Per tutte le simulazioni effettuate in questo capitolo, si utilizzerà un unico paracadute alare. Per la selezione dei coefficienti aerodinamici del parafoil, l'azienda **Arescosmo** ha fornito i valori dei seguenti coefficienti caratteristici delle curve di Drag e di Lift rispettivamente:

$$CD_0=0,25$$

$$CL_0=0,76$$

Per trovare i valori degli altri coefficienti aerodinamici mancanti, si ha preso in considerazione i coefficienti del paracadute del lavoro [2]. In questo lavoro, calcolano questi ultimi da un paracadute **CIMSA**, utilizzando tecniche **CFD (Computer Fluid Dynamic)**. **CIMSA** è una società di livello mondiale con attività di progettazione e produzione di tutti i tipi di paracadute e stabilizzatori aerodinamici.

Le dimensioni del paracadute, e l'angolo ϵ_0 sono forniti anche dall'azienda **Arescosmo**. Le distanze R , $|\vec{OJ}|$, sono scelte prendendo in considerazioni la seguente ipotesi semplificativa:

- R , $|\vec{OJ}|$ sono proporzionali alla dimensione "a" del paracadute. Quindi prendendo in considerazione il lavoro [1] si misura "a", del paracadute e R , $|\vec{OJ}|$ del sistema parafoil-payload di quel lavoro. Dopo, con una semplice regola di proporzionalità, in funzione del valore di "a" fornito da AresCosmo, si calcolano R , $|\vec{OJ}|$ che saranno utilizzati nella simulazione del sistema parafoil-payload di questa tesi.

L'altitudine della missione e la posizione del target sono scelte dall'autore della tesi, il tutor, e AresCosmo, per osservare e simulare il comportamento del sistema di fronte a una missione tipica.

I parametri di calibrazione del sistema " δ_A ", " γ ", " $d xy_{min}$ ", sono scelti iterando in questi range di valori:

$$-20^\circ \leq \delta_A \leq 20^\circ$$

$$-15^\circ \leq \gamma \leq -6^\circ$$

$$50 \text{ m} \leq d xy_{min} \leq 1050 \text{ m}$$

Il range dei parametri " δ_A " e " γ ", sono stati scelti basandosi sui valori trovati in letteratura, mentre che il range di " $d xy_{min}$ " è stato trovato iterando.

Per fare le iterazioni, di una missione, si ha utilizzato la seguente procedura:

- Far variare il parametro δ_A , da -20° a 20° , utilizzando uno step di 10° .
- Far variare il parametro γ , da -6° a 15° , utilizzando uno step di $0,1^\circ$.
- Far variare il parametro $d xy_{min}$, da 50 m a 1050 m a utilizzando uno step di 100 m .

Ulteriormente si raccomanda, per diminuire la quantità di iterazioni fatte per soddisfare la precisione della missione:

1. Cominciare ad iterare solo modificando il parametro di calibrazione " $d xy_{min}$ ", fin quando l'errore di precisione del sistema parafoil-payload è $\leq 250 \text{ m}$.
2. Dopo di che, si varia solo il parametro " δ_A ", per far diminuire l'errore di precisione ulteriormente (se è possibile).
3. E finalmente, si modifica l'angolo di incidenza " γ ", per soddisfare la precisione della missione, e quindi rendere quest'ultima soddisfacente.

A continuazione si presentano delle tabelle riassuntive, che permettono rivedere i parametri importante utilizzati nelle simulazioni:

Parametro	Descrizione	Unità
a	Altezza dell'Arco del paracadute nel punto medio	[m]
b	Larghezza del paracadute	[m]
c	Corda media del paracadute	[m]
t	Spessore medio del paracadute	[m]
$a_{payload}$	Altezza del payload	[m]
$b_{payload}$	Larghezza del payload	[m]
$c_{payload}$	Lunghezza del payload	[m]
R	Lunghezza delle linee del parafoil	[m]
$ \vec{OJ} $	Magnitudine del vettore da "O" fino a "J"	[m]
ε_0	Angolo che formano i cavi del paracadute con rispetto alla verticale	[°]

Tabella 4. Tabella riassuntiva 1

Parametro	Descrizione	Unità
CD_0	Costante che compare nella formula di coefficienti di Drag la funzione dell'angolo di attacco	
CD_α	Costante che moltiplica il termine di grado uno, nella formula dei coefficienti di Drag in funzione dell'angolo di attacco	
CD_{α^2}	Costante che moltiplica il termine di grado due, nella formula dei coefficienti di Drag in funzione dell'angolo di attacco	
$C_{Y\beta}$	Coefficiente aerodinamico di Side Slip Force	
CL_0	Costante che compare nella formula di coefficienti di Lift la funzione dell'angolo di attacco	
CL_α	Costante che moltiplica il termine di grado uno, nella formula dei coefficienti di Lift in funzione dell'angolo di attacco	
CL_{α^3}	Costante che moltiplica il termine di grado tre, nella formula dei coefficienti di Lift in funzione dell'angolo di attacco	
$C_{l\beta}$	Coefficienti aerodinamici che caratterizzano il comportamento del parafoil. Compaiono nella formula che permette calcolare il momento aerodinamico del parafoil. Sono i coefficienti che descrivono il comportamento aerodinamico del paracadute per quanto riguarda al momento di rollio, imbardata e beccheggio.	
C_{lp}		
C_{lr}		
C_{lA}		
C_{m0}		
C_{mq}		
$C_{n\beta}$		
C_{np}		
C_{nr}		
C_{nA}		

Tabella 5. Tabella riassuntiva 2

Parametro	Descrizione	Unità
K_P	Costante proporzionale del controllo PID	
K_I	Costante derivativa del controllo PID	
K_D	Costante integrale del controllo PID	
K_{GPS}	Costante proporzionale del GPS	
K_{GYRO}	Costante proporzionale del Giroscopio	
τ_{GPS}	Costante di tempo del GPS	[s]
τ_{GYRO}	Costante tempo del Giroscopio	[s]
K_{mec}	Costante proporzionale del Sistema Meccanico di attuazione	[m/(rad/s)]
K_{Flaps}	Costante proporzionale che rappresenta la cinematica dei Flaps	[(rad/s)/m]
τ_{mec}	Costante tempo del Sistema Meccanico di attuazione	[s]
K	Parametro di calibrazione, nel controllo laterale scelto dal progettista della missione.	
KR	Costante di proporzionalità, nel controllo laterale, trovata tramite iterazione, per ottenere un ottimo tracking del target senza overshoot.	
R_{max}	Limite della velocità di imbardata desiderata nel controllo laterale, per conferire stabilità laterale al paracadute	[rad/s]

Tabella 6. Tabella riassuntiva 3

Parametro	Descrizione	Unità
δ_A	Rappresenta la deflessione asimmetrica costante impostata nella seconda fase di volo del sistema parafoil-payload	[°]
γ	Rappresenta l'angolo di incidenza del paracadute	[°]
d_{xymin}	Rappresenta la distanza minima alla quale il payload si dovrebbe trovare per finire la fase uno della missione	[m]

Tabella 7. Tabella riassuntiva 4

1) SIMULAZIONE PER OSSERVARE IL COMPORTAMENTO DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

Questa simulazione si fa con lo scopo di presentare il comportamento del sistema-parafoil payload in assenza di vento. L'errore di precisione viene definito come la distanza nel piano X-Y del SRI, che ha bisogno di percorrere il sistema, dopo di aver raggiunto terra, per raggiungere il target.

1.1) Simulazione 1

Parametri per la simulazione:

Caratteristiche fisiche del sistema parafoil-payload:

- $m_{payload} = 1200 [Kg]$
- $m_{parafoil} = 100 [Kg]$
- $m_{giunto} = 60 [Kg]$
- $g = 9,81 [\frac{m}{s^2}]$
- $a = 5,43 [m]$
- $b = 9,71[m]$
- $c = 29,14 [m]$
- $t = 2,5 [m]$
- $a_{payload} = 1 [m]$
- $b_{payload} = 7,26 [m]$
- $c_{payload} = 1 [m]$
- $R = 8 [m]$
- $|\vec{Oj}| = 2 [m]$

- $\varepsilon_0 = 45^\circ$

Coefficienti aerodinamici del parafoil:

- $CD_0 = 0,025$
- $CD_\alpha = 0$
- $CD_{\alpha^2} = 1$
- $C_{Y\beta} = 0$
- $CL_0 = 0,76$
- $CL_\alpha = 2$
- $CL_{\alpha^3} = 0$
- $C_{l\beta} = 0,134$
- $C_{lp} = -0,1$
- $C_{lr} = 0$
- $C_{lA} = 0,0021$
- $C_{m0} = 0,0018$
- $C_{mq} = -2$
- $C_{n\beta} = 0,05$
- $C_{np} = 0$
- $C_{nr} = -0,07$
- $C_{nA} = 0,004$

Parametri del controllo PID:

- $K_P = 4$
- $K_I = 0$
- $K_D = 1$

Parametri dei sensori:

- $K_{GPS} = 1$
- $K_{GYRO} = 1$
- $\tau_{GPS} = 1 [s]$
- $\tau_{GYRO} = 0,02 [s]$

Parametri del sistema di attuazione e cinematica dei flaps:

- $K_{mec} = 1$
- $K_{Flaps} = 1$
- $\tau_{mec} = 1 [s]$

Parametri del controllo laterale:

- $K = 1$
- $KR = -0,0001$
- $R_{max} = 0,2 [rad/s]$

Posizione del target:

- $x_{target} = 3000 [m]$
- $y_{target} = 3000 [m]$
- $z_{target} = 0$

Altezza iniziale del payload:

- $z_{payload} = 5000$

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -13,5^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Risultati della simulazione:

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
3000	3000	0	3019	3013	4243	24,38

Tabella 8. Risultati della simulazione 1

Grafici:

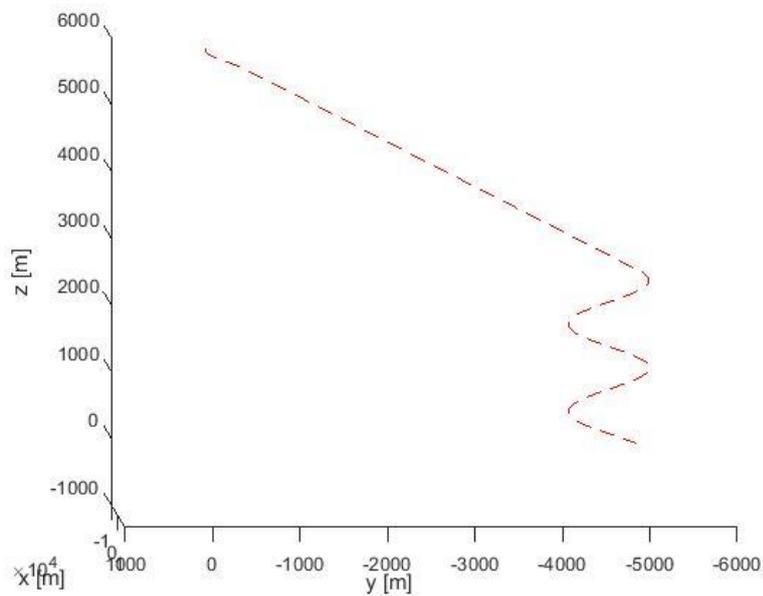


Figura 41. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, in una missione tipica.

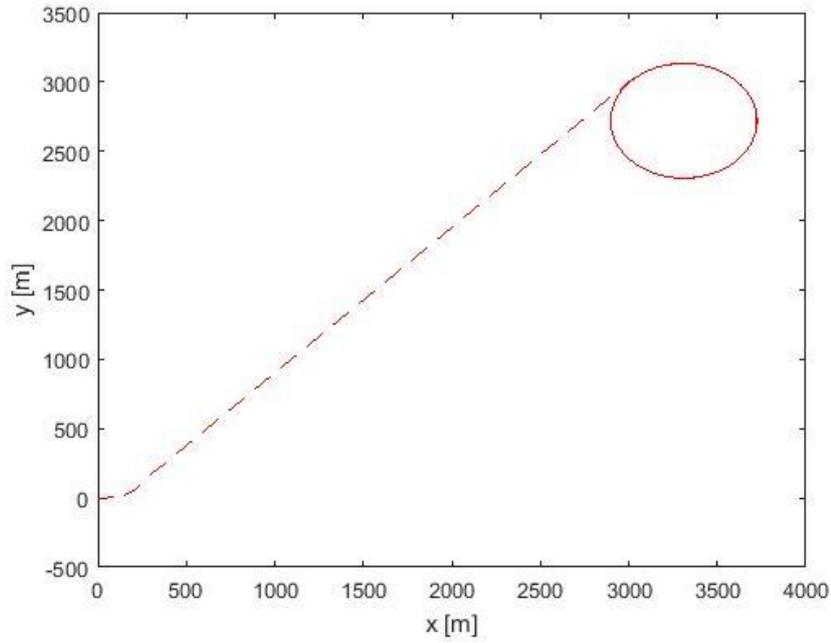


Figura 42. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, in una missione tipica.

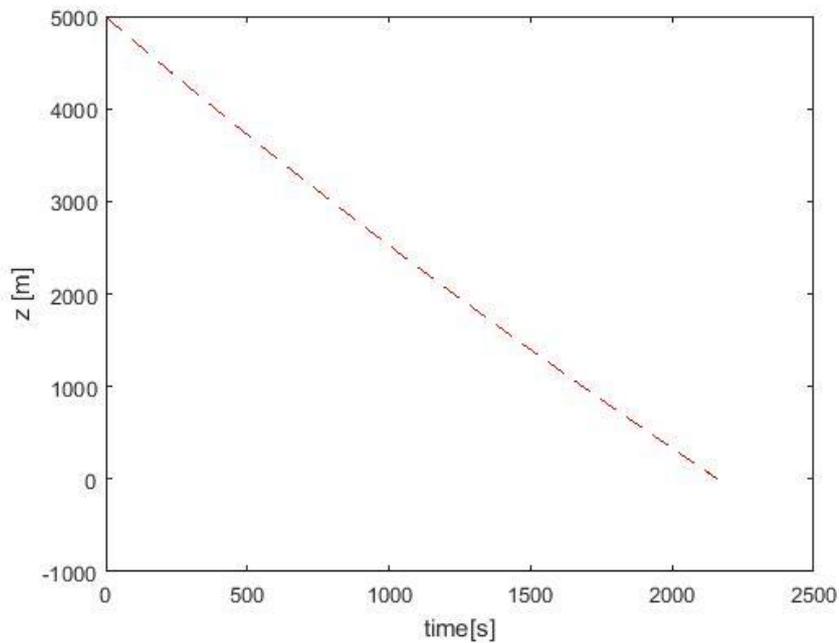


Figura 43. Andamento nel tempo del “CM” del sistema parafoil-payload, nella direzione Z del SRI, in una missione tipica.

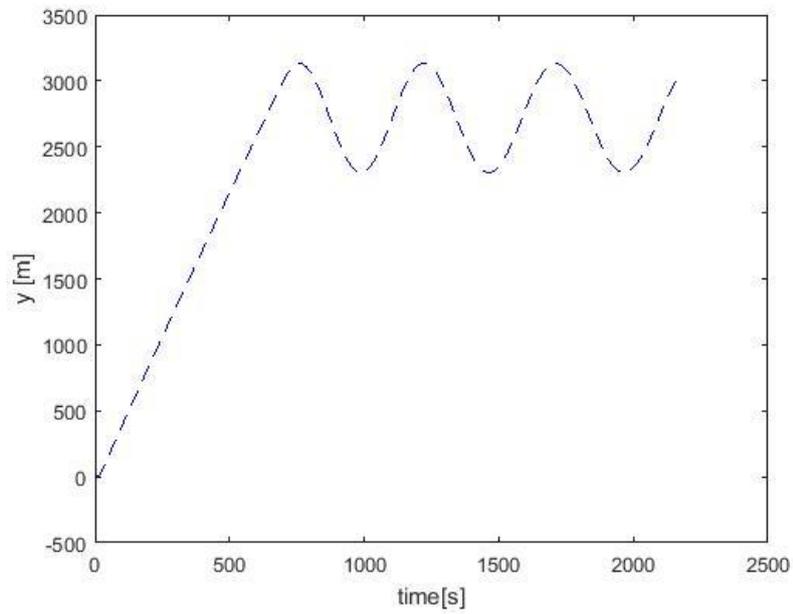


Figura 44. Andamento nel tempo del “CM” del sistema parafoil-payload, nella direzione Y del SRI, in una missione tipica.

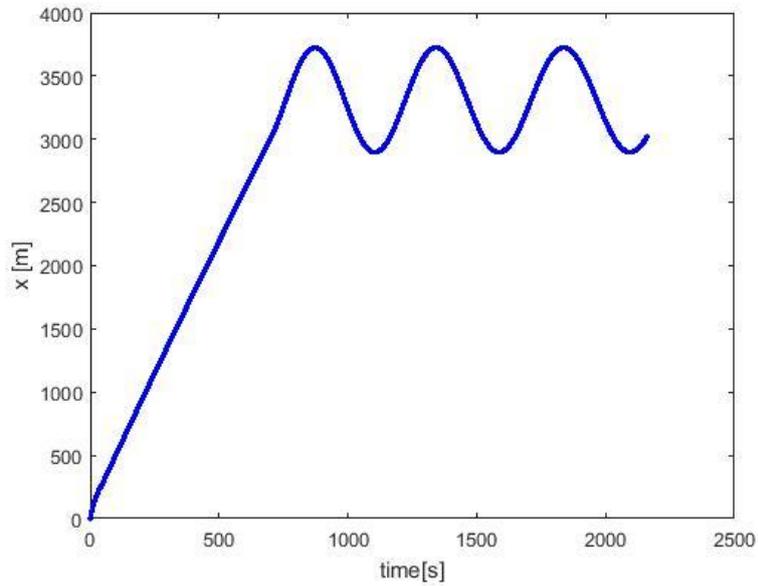


Figura 45. Andamento nel tempo del “CM” del sistema parafoil-payload, nella direzione X del SRI, in una missione tipica.

2) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA PRECISIONE DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD

In questa parte del capitolo si riportano 12 simulazioni, 4 per una altitudine di 4000 m, altre 4 per una altitudine di 5000 m, e altri 4 per una altitudine di 6000 m.

Lo scopo di queste simulazione è di osservare il comportamento del sistema parafoil-payload in tutte le tre fasi di volo della missione, e la precisione di questo sistema per raggiungere il target. Si considera una missione con successo quando l'errore di precisione è al di sotto di 50 metri.

Si riporta un esempio di 4 missioni, ad una altezza di 4000 m. In ogni missione, il carico utile deve percorrere una distanza, nel piano X-Y del SRI, di 2828 m:

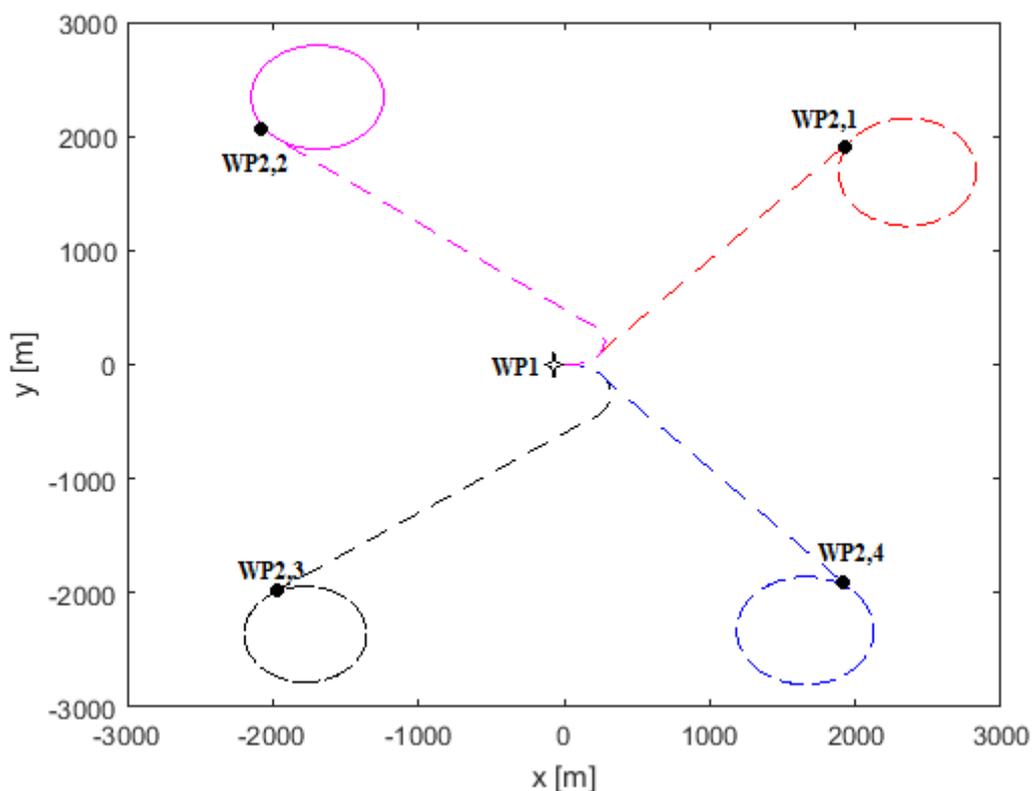


Figura 46. Esempio grafico di 4 missioni, ad una altezza di 4000 m

Nell'immagine riportata sopra, WP1 rappresenta il punto di rilascio del payload (uguale per tutte le 4 missioni), mentre WP2,1; WP2,2; WP2,3; WP2,4 rappresentano i 4 target.

Nelle prossime simulazioni si utilizzeranno lo stesso payload, parafoil, sistema di attuazione e sensori. Quindi bisogna riportare questi valori una sola volta. I parametri che rimarranno costanti in queste 12 simulazioni saranno:

Parametri che rimarranno costanti per le successive simulazioni:

Caratteristiche fisiche del sistema parafoil-payload:

- $m_{payload} = 1000 [Kg]$
- $m_{parafoil} = 100 [Kg]$
- $m_{giunto} = 50 [Kg]$
- $g = 9,81 [\frac{m}{s^2}]$
- $a = 5,43 [m]$
- $b = 9,71[m]$
- $c = 29,14 [m]$
- $t = 2,5 [m]$
- $a_{payload} = 1 [m]$
- $b_{payload} = 7,26 [m]$
- $c_{payload} = 1 [m]$
- $R = 8 [m]$
- $|\vec{Oj}| = 2 [m]$
- $\varepsilon_0 = 45^\circ$

Coefficienti aerodinamici del parafoil:

- $CD_0 = 0,025$
- $CD_\alpha = 0$
- $CD_{\alpha^2} = 1$
- $C_{Y\beta} = 0$
- $CL_0 = 0,76$
- $CL_\alpha = 2$
- $CL_{\alpha^3} = 0$
- $C_{l\beta} = 0,134$
- $C_{lp} = -0,1$
- $C_{lr} = 0$
- $C_{lA} = 0,0021$
- $C_{m0} = 0,0018$
- $C_{mq} = -2$
- $C_{n\beta} = 0,05$
- $C_{np} = 0$
- $C_{nr} = -0,07$
- $C_{nA} = 0,004$

Parametri del controllo PID:

- $K_P = 4$
- $K_I = 0$
- $K_D = 1$

Parametri dei sensori:

- $K_{GPS} = 1$
- $K_{GYRO} = 1$
- $\tau_{GPS} = 1 [s]$
- $\tau_{GYRO} = 0,02 [s]$

Parametri del sistema di attuazione e cinematica dei flaps:

- $K_{mec} = 1$
- $K_{Flaps} = 1$
- $\tau_{mec} = 1 [s]$

Parametri del controllo laterale:

- $K = 1$
- $KR = -0,0001$
- $R_{max} = 0,2 [rad/s]$

2.1) SIMULAZIONI PER Z = 4000 [m]

2.1.1) Simulazione 1

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92

Tabella 9. Risultati della simulazione 1, per un'altitudine dei 4000 m

Grafici:

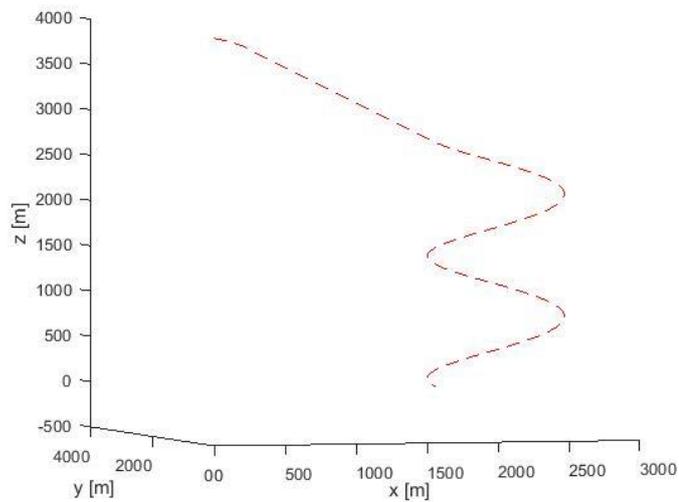


Figura 47. Andamento del "CM" del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 1 ad un'altitudine di 4000 m.

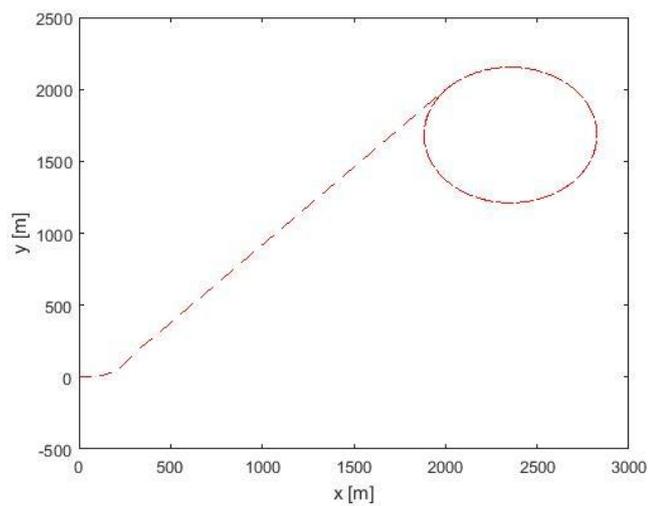


Figura 48. Andamento del "CM" del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 1 ad un'altitudine di 4000 m.

2.1.2) Simulazione 2

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = +20^\circ$
- $\gamma = -6,8^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-2000	-2000	0	-2002	-2008	2828	9,21

Tabella 10. Risultati della simulazione 2, per un'altitudine dei 4000 m

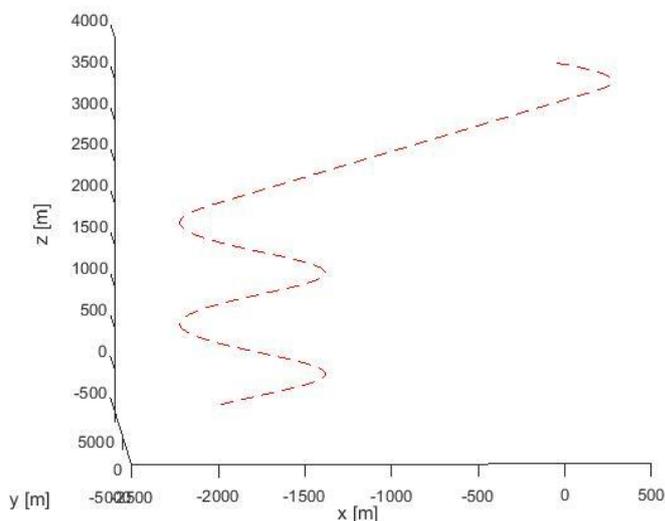


Figura 49. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 2 ad un'altitudine di 4000 m.

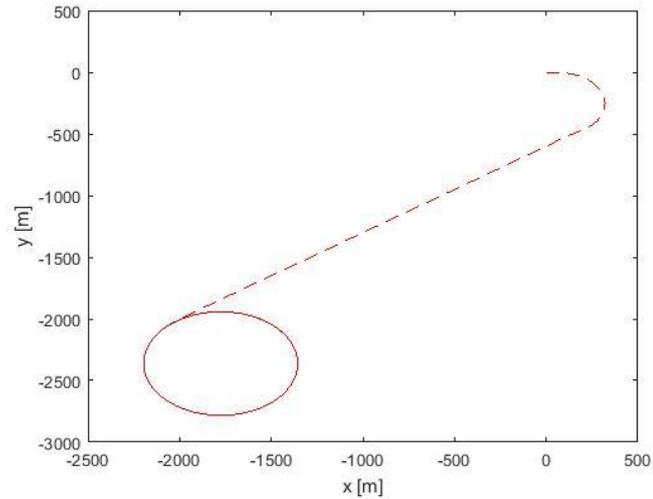


Figura 50. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 2 ad un’altitudine di 4000 m.

2.1.3) Simulazione 3

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
2000	-2000	0	1998	-2004	2828	4,54

Figura 51. Risultati della simulazione 3, per un’altitudine dei 4000 m

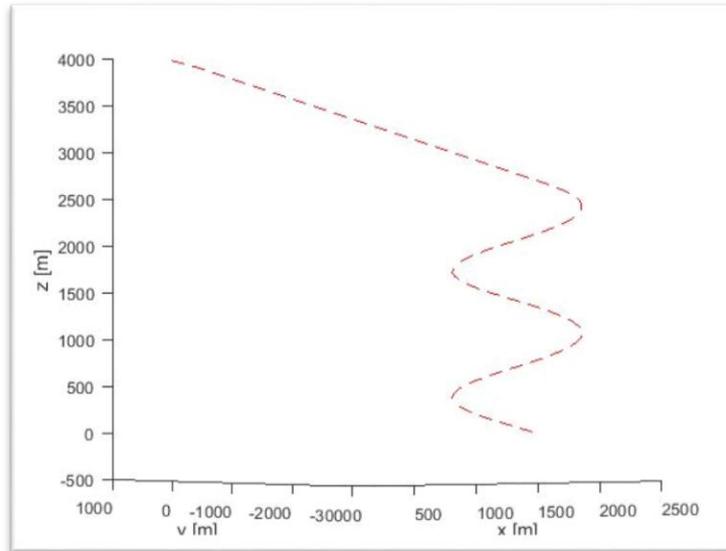


Figura 52. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 3 ad un’altitudine di 4000 m.

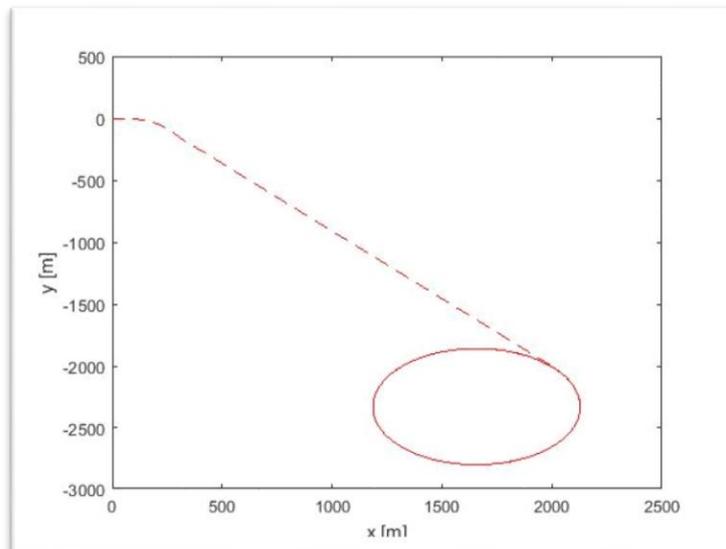


Figura 53. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 3 ad un’altitudine di 4000 m.

2.1.4) Simulazione 4

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -9,5^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 100 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-2000	2000	0	-1997	2005	2828	6,21

Tabella 11. Risultati della simulazione 4, per un'altitudine dei 4000 m

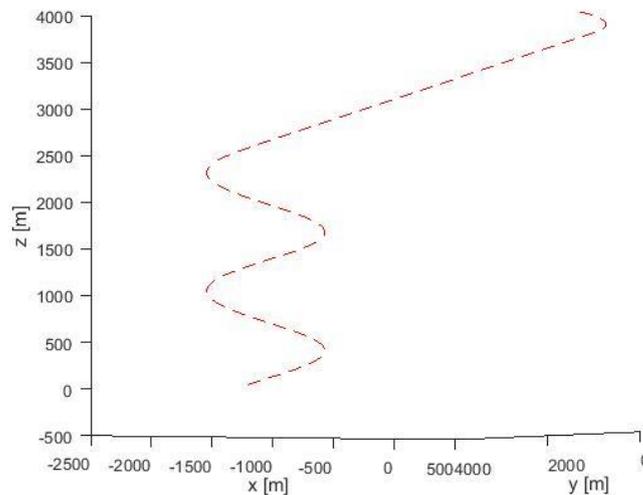


Tabella 12. Andamento del "CM" del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 4 ad un'altitudine di 4000 m.

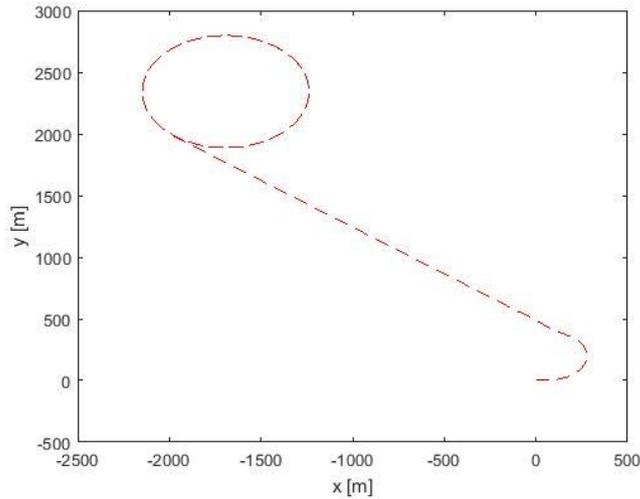


Figura 54. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 4 ad un’altitudine di 4000 m.

2.2) SIMULAZIONI PER Z = 5000 [m]

2.2.1) Simulazione 5

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,4^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
3500	3500	0	3493	3492	4949	9,7

Tabella 13. Risultati della simulazione 5, per un’altitudine dei 5000 m

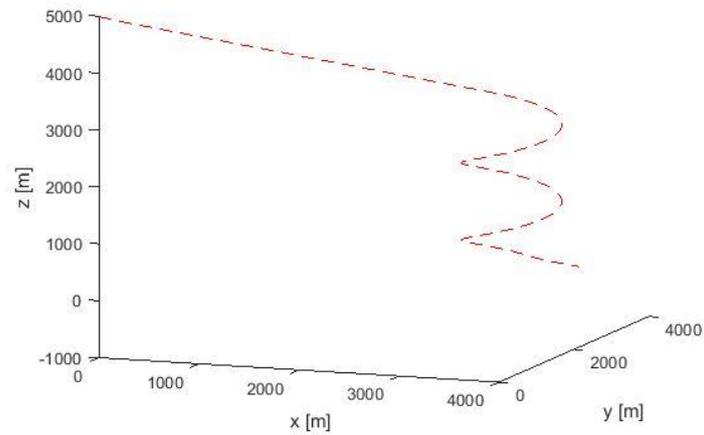


Figura 55. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 5 ad un’altitudine di 5000 m.

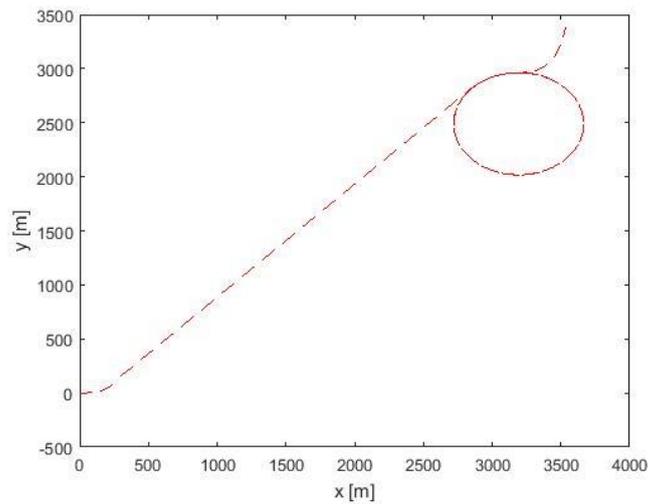


Figura 56. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 5 ad un’altitudine di 5000 m.

2.2.2) Simulazione 6

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$

- $\gamma = -9^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 \text{ [m]}$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-3500	3500	0	3495	3496	4949	6,49

Tabella 14. 10 Risultati della simulazione 6, per un'altitudine dei 5000 m

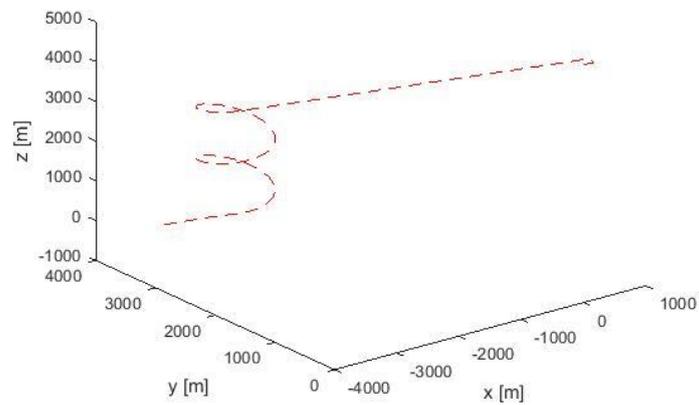


Figura 57. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 6 ad un'altitudine di 5000 m.

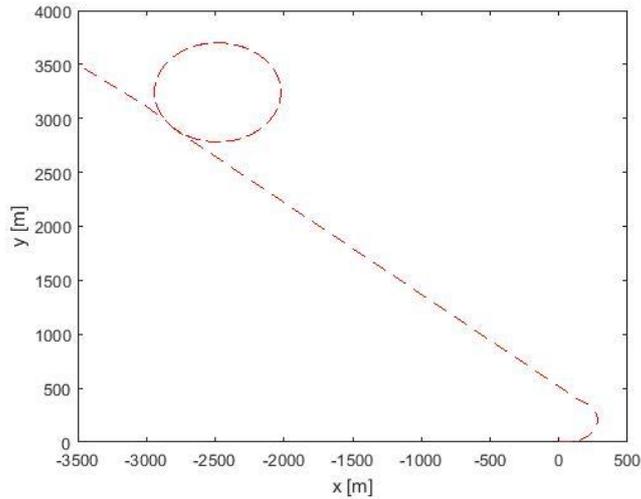


Figura 58. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 6 ad un’altitudine di 5000 m.

2.2.3) Simulazione 7

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,3^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
3500	-3500	0	3480	-3481	4949	26,57

Tabella 15. Risultati della simulazione 7, per un’altitudine dei 5000 m

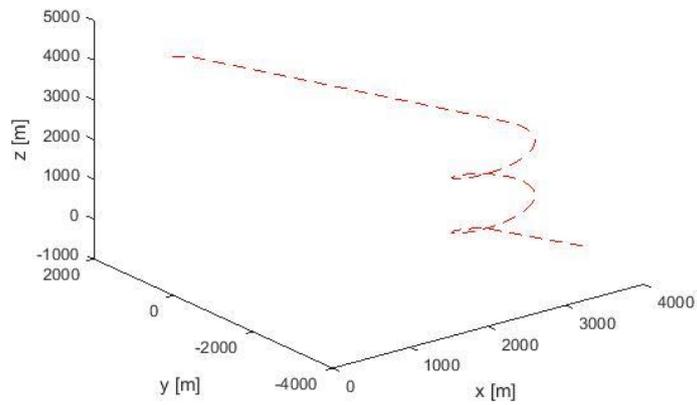


Figura 59. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 7 ad un’altitudine di 5000 m.

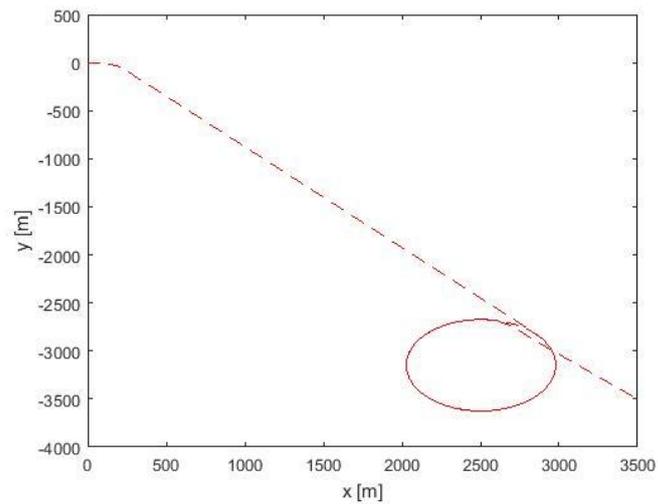


Figura 60. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 7 ad un’altitudine di 5000 m.

2.2.4) Simulazione 8

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$

- $\gamma = -9,2^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 \text{ [m]}$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-3500	-3500	0	-3493	-3494	4949	8,78

Tabella 16. Risultati della simulazione 8, per un'altitudine dei 5000 m

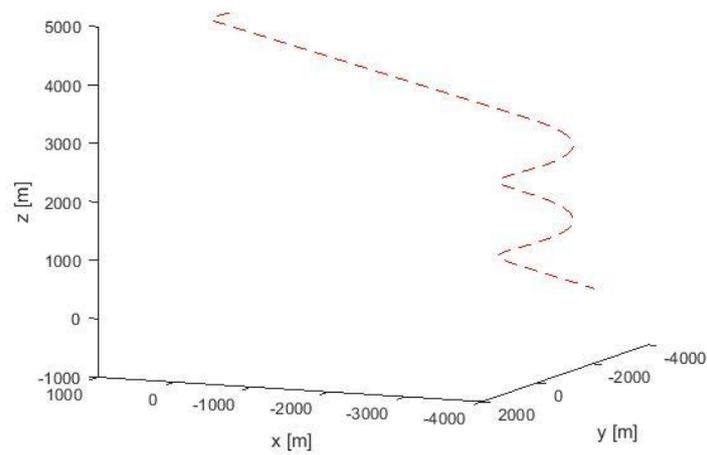


Figura 61. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 8 ad un'altitudine di 5000 m.

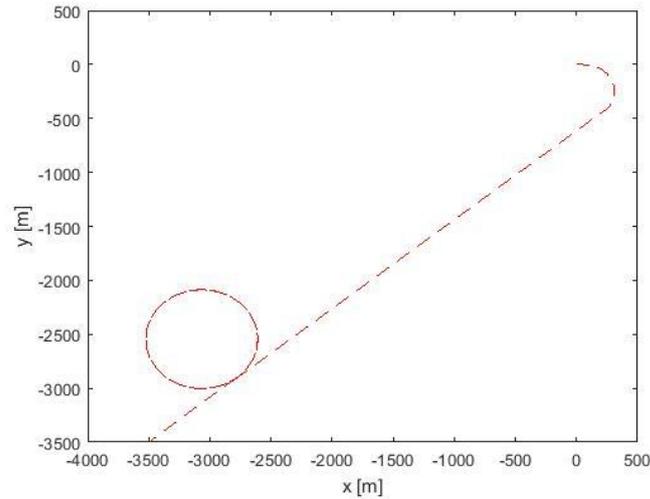


Figura 62. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 8 ad un’altitudine di 5000 m.

2.3) SIMULAZIONI PER Z = 6000 [m]

2.3.1) Simulazione 9

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,3^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
5000	5000	0	5018	5012	7071	21,94

Tabella 17. Risultati della simulazione 9, per un’altitudine dei 6000 m

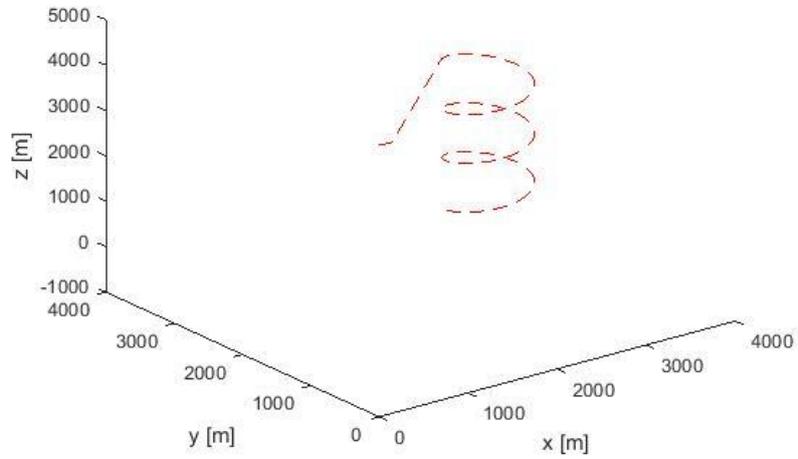


Figura 63. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 9 ad un’altitudine di 6000 m.

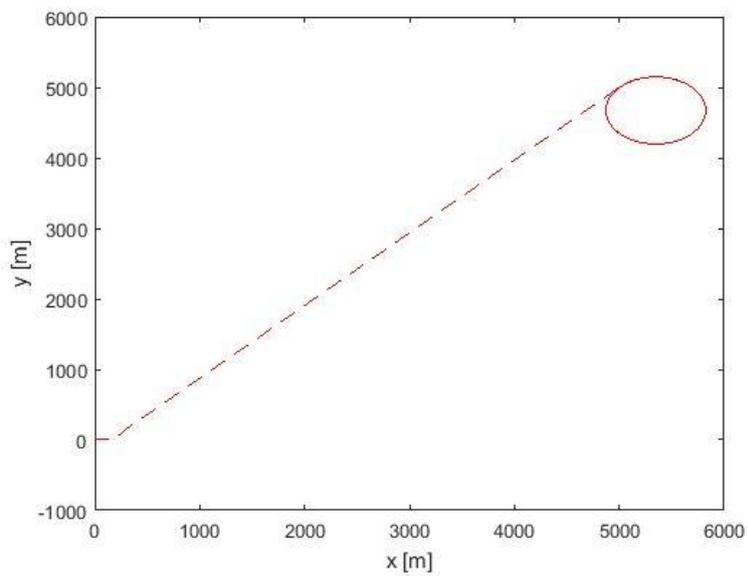


Figura 64. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 9 ad un’altitudine di 6000 m.

2.3.2) Simulazione 10

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -8,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-5000	5000	0	-5005	5010	7071	10,64

Tabella 18. Risultati della simulazione 10, per un'altitudine dei 6000 m

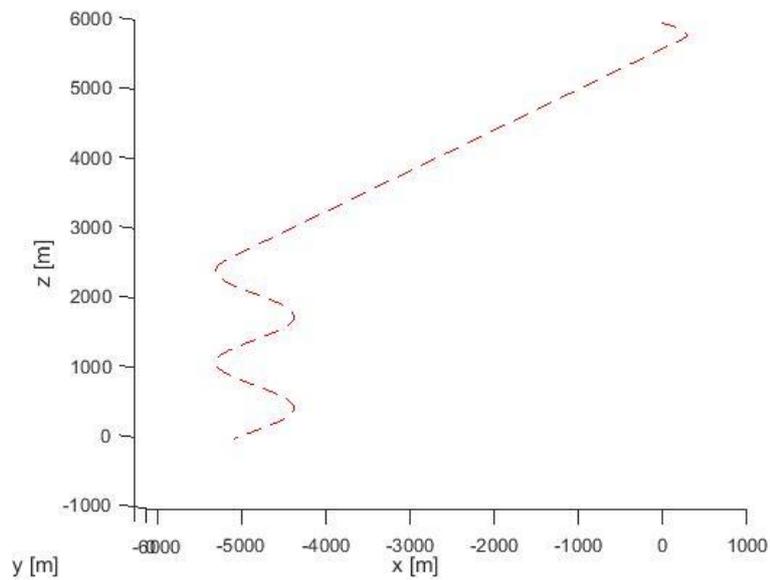


Figura 65. Andamento del "CM" del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 10 ad un'altitudine di 6000 m.

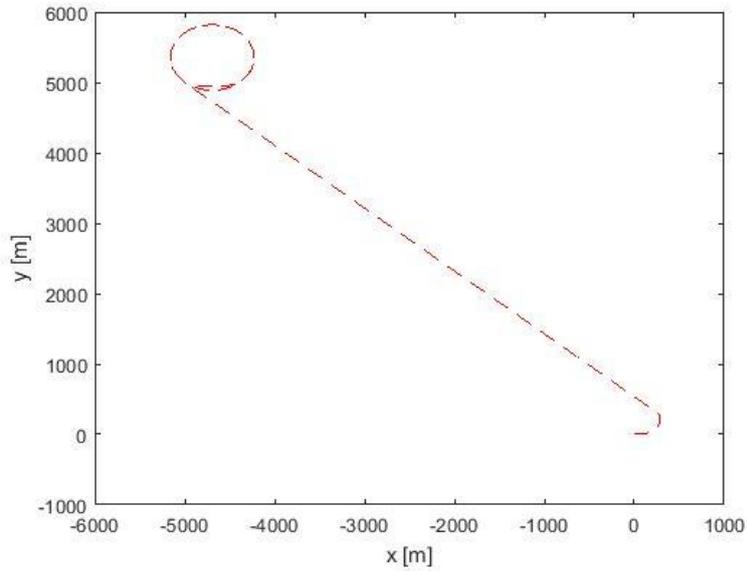


Figura 66. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 10 ad un’altitudine di 6000 m.

2.3.3) Simulazione 11

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,3^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione Iniziale			Posizione Finale		Distanza iniziale [m]	Distanza finale [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
5000	-5000	0	5011	-5017	7071	20,73

Tabella 19. Risultati della simulazione 11, per un’altitudine dei 6000 m

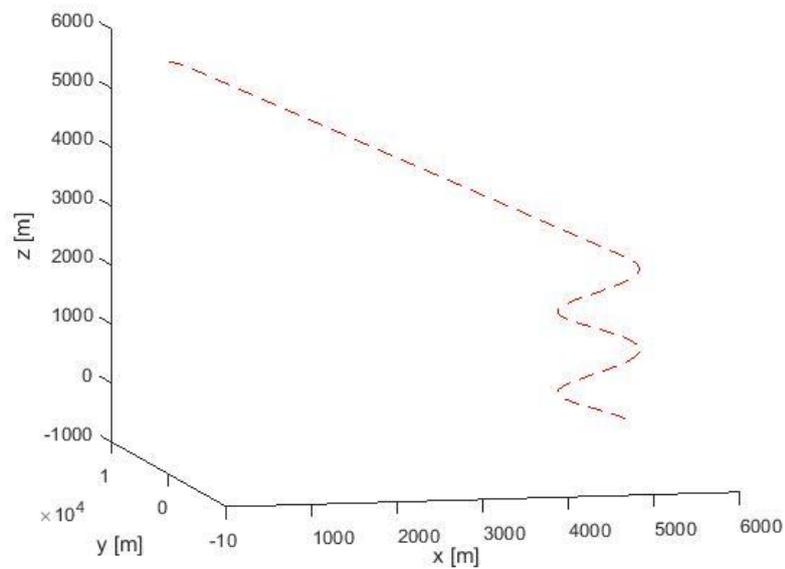


Figura 67. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 11 ad un’altitudine di 6000 m.

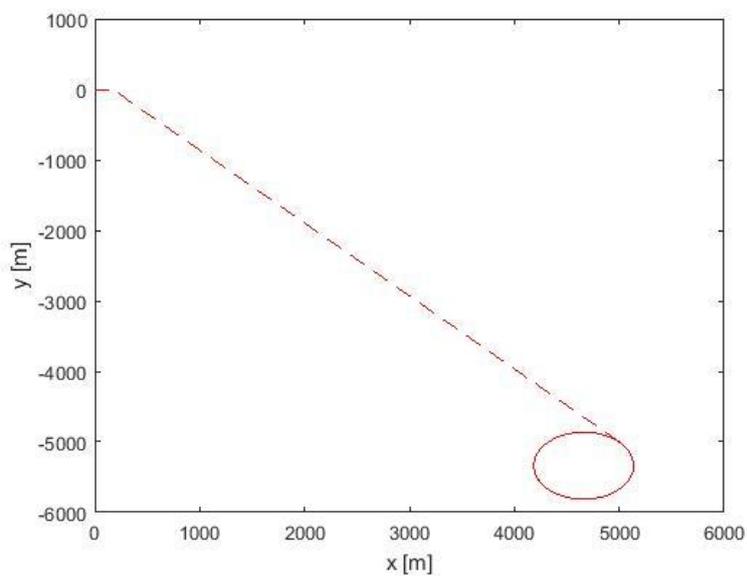


Figura 68. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y del SRI, per la missione 11 ad un’altitudine di 6000 m.

2.3.3) Simulazione 12

Parametri per migliorare la precisione del sistema:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -8,6^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-5000	-5000	0	-4955	-4964	7071	57,34

Tabella 20. Risultati della simulazione 12, per un'altitudine dei 6000 m

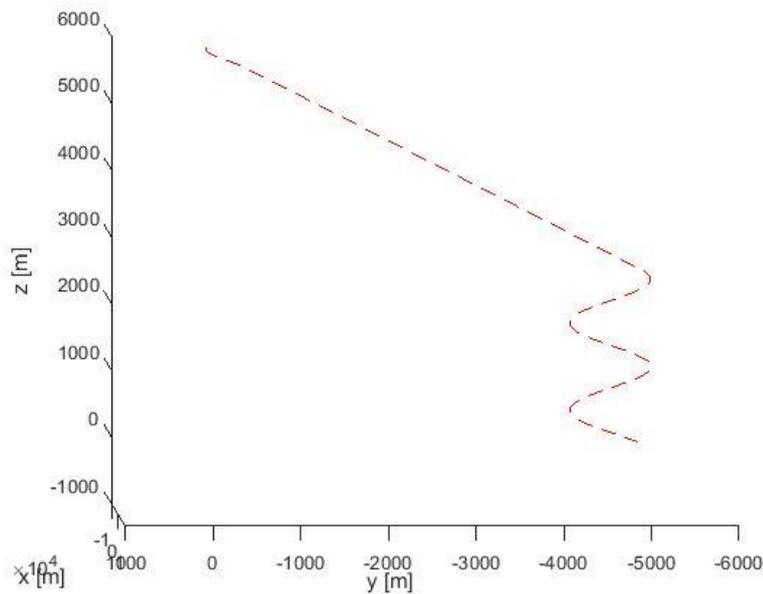


Figura 69. Andamento del "CM" del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 12 ad un'altitudine di 6000 m.

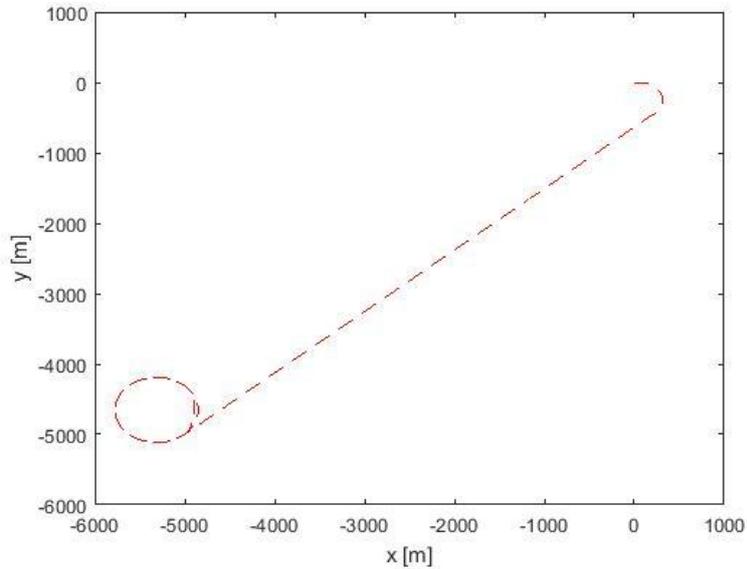


Figura 70. Andamento del “CM” del sistema parafoil-payload, negli assi X-Y-Z del SRI, per la missione 12 ad un’altitudine di 6000 m.

Osserviamo che utilizzando un sistema parafoil-payload con le caratteristiche fisiche descritte previamente (quelle che sono rimasti fisse per le simulazioni), e con una opportuna calibrazione dei parametri δ_A , γ , $d_{xy_{min}}$:

- Per una altitudine di $z=4000$ m e una distanza iniziale pari a 2828 m:

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92
-2000	-2000	0	-2002	-2008	2828	9,21
2000	-2000	0	1998	-2004	2828	4,54
-2000	2000	0	-1997	2005	2828	6,21

Tabella 21. Risultati delle simulazioni per un’altitudine di 4000 m

Distanza iniziale [m]	Altitudine [m]	Distanza finale media [m]
2828	4000	6,22

Tabella 22. Risultati finali per le simulazioni per un'altitudine di 4000 m

Si ottiene una distanza finale media al di sotto di 7 m.

- Per una altitudine di $z=5000$ m e una distanza iniziale pari a 4949 m:

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
3500	3500	0	3493	3492	4949	9,7
-3500	3500	0	3495	3496	4949	6,49
3500	-3500	0	3480	-3481	4949	26,57
-3500	-3500	0	-3493	-3494	4949	8,78

Tabella 23. Risultati delle simulazioni per un'altitudine di 5000 m

Distanza iniziale [m]	Altitudine [m]	Distanza finale media [m]
4949	5000	12,89

Tabella 24. Risultati finali per le simulazioni per un'altitudine di 5000 m

Si ottiene una distanza finale media al di sotto di 13 m.

- Per una altitudine di $z=6000$ m e una distanza iniziale pari a 7071 m:

Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
5000	5000	0	5018	5012	7071	21,94
-5000	5000	0	-5005	5010	7071	10,64
5000	-5000	0	5011	-5017	7071	20,73
-5000	-5000	0	-4955	-4964	7071	57,34

Tabella 25. Risultati finali per le simulazioni per un'altitudine di 6000 m

Distanza iniziale [m]	Altitudine [m]	Distanza finale media [m]
7071	6000	27,66

Tabella 26. Risultati finale per le simulazioni per un'altitudine di 6000 m

Si ottiene una distanza finale media al di sotto di 28 m. Quindi si conclude che il sistema parafoil-payload, con una opportuna calibrazione, in grado di soddisfare la missione con un errore di posizione al di sotto di 28 m.

3) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA ALLA MASSA DEL PAYLOAD

Lo scopo delle seguenti simulazioni è di valutare come si modifica la precisione del sistema parafoil-payload al variare della massa del payload, in assenza di vento, con lo stesso paracadute, e con gli stessi parametri di calibrazione.

Per osservare meglio questa influenza si prenderanno tre missioni, quindi l'approccio sarà il seguente:

- Si prende una mission ad una altezza di 4000 m, si mantengono tutti i parametri di simulazione costanti, tranne la massa del payload. Si ingrandirà e ridurrà detto parametro fin quando l'errore del sistema sia superiore a 200 m.
- Si prendono due altre missioni, una di altitudine 5000 m e un'altra di altitudine 6000 m, e si replicano gli stessi passi del punto precedente.

Entrambe missioni hanno una massa di payload nominale di 1000 Kg. I parametri che rimangono costanti, per entrambe missioni sono:

Caratteristiche fisiche del sistema parafoil-payload:

- $m_{parafoil} = 100 [Kg]$
- $m_{giunto} = 10 [Kg]$
- $g = 9,81 [\frac{m}{s^2}]$
- $a = 5,43 [m]$
- $b = 9,71[m]$
- $c = 29,14 [m]$
- $t = 2,5 [m]$
- $a_{payload} = 1 [m]$
- $b_{payload} = 7,26 [m]$
- $c_{payload} = 1 [m]$
- $R = 8 [m]$
- $|\vec{Oj}| = 2 [m]$
- $\varepsilon_0 = 45^\circ$

Coefficienti aerodinamici del parafoil:

- $CD_0 = 0,025$

- $CD_{\alpha} = 0$
- $CD_{\alpha 2} = 1$
- $C_{Y\beta} = 0$
- $CL_0 = 0,76$
- $CL_{\alpha} = 2$
- $CL_{\alpha 3} = 0$
- $C_{l\beta} = 0,134$
- $C_{lp} = -0,1$
- $C_{lr} = 0$
- $C_{lA} = 0,0021$
- $C_{m0} = 0,0018$
- $C_{mq} = -2$
- $C_{n\beta} = 0,05$
- $C_{np} = 0$
- $C_{nr} = -0,07$
- $C_{nA} = 0,004$

Parametri del controllo PID:

- $K_p = 4$
- $K_I = 0$
- $K_D = 1$

Parametri dei sensori:

- $K_{GPS} = 1$
- $K_{GYRO} = 1$

- $\tau_{GPS} = 1 [s]$
- $\tau_{GYRO} = 0,02 [s]$

Parametri del sistema di attuazione e cinematica dei flaps:

- $K_{mec} = 1$
- $K_{Flaps} = 1$
- $\tau_{mec} = 1 [s]$

Parametri del controllo laterale:

- $K = 1$
- $KR = -0,0001$
- $R_{max} = 0,2 [rad/s]$

3.1) Simulazioni di massa, per la missione 1

Le seguenti simulazioni di massa, che sono per la stessa mission 1, hanno dei seguenti parametri costanti:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

I risultati sono i seguenti:

Massa del payload [Kg]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
700	2000	2000	0	2073	1798	2828	214,51
800	2000	2000	0	2022	1862	2828	139,61
900	2000	2000	0	1984	1919	2828	82,23
1000	2000	2000	0	1929	1981	2828	72,96
1100	2000	2000	0	2048	2042	2828	63,94
1200	2000	2000	0	2119	2095	2828	151,86
1300	2000	2000	0	2184	2130	2828	225,67

Tabella 27. Risultati della simulazione di massa, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

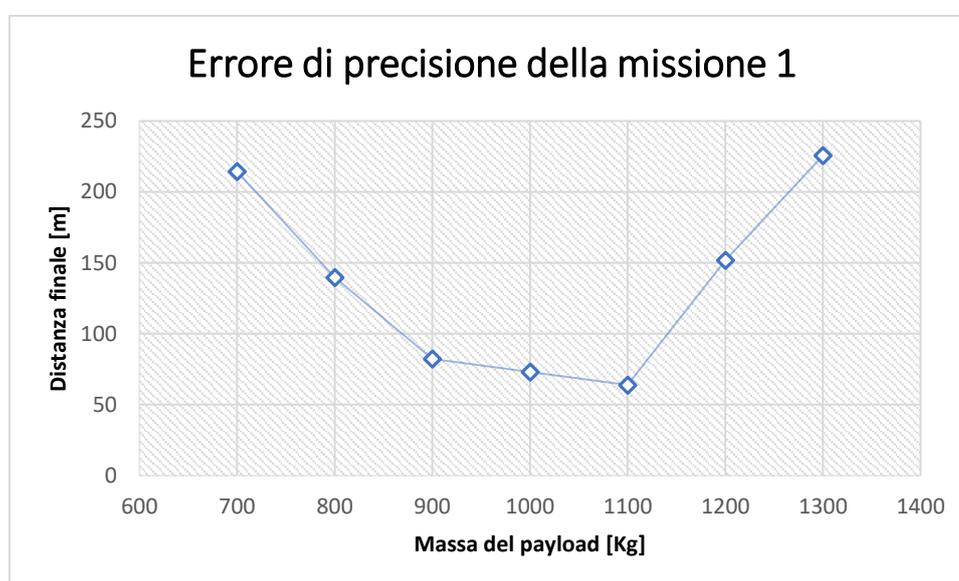


Figura 71. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della massa del payload, per la missione 1.

Con i risultati delle presenti simulazioni, si può concludere il seguente:

- Si osserva che basta un incremento del 30 % della massa del payload rispetto alla nominale, per avere un errore di precisione di 225,67 metri, mentre che con un decremento del 30 % si ottiene un errore di precisione di 214,51 metri.

3.2) Simulazioni di massa, per missione 2

Le seguenti simulazioni di massa, che sono per la stessa mission 2, hanno dei seguenti parametri costanti:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -9,4^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 [m]$

I risultati sono i seguenti:

Massa del payload [Kg]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
750	-3500	-3500	0	-3377	-3319	4949	218,66
800	-3500	-3500	0	-3399	-3364	4949	169,37
900	-3500	-3500	0	-3444	-3438	4949	83,48
1000	-3500	-3500	0	-3493	-3492	4949	10,56
1050	-3500	-3500	0	-3521	-3359	4949	142,25
1075	-3500	-3500	0	-3546	-3311	4949	194,35

Tabella 28. Risultati della simulazione di massa, per la missione 2 (altitudine di 5000 m)

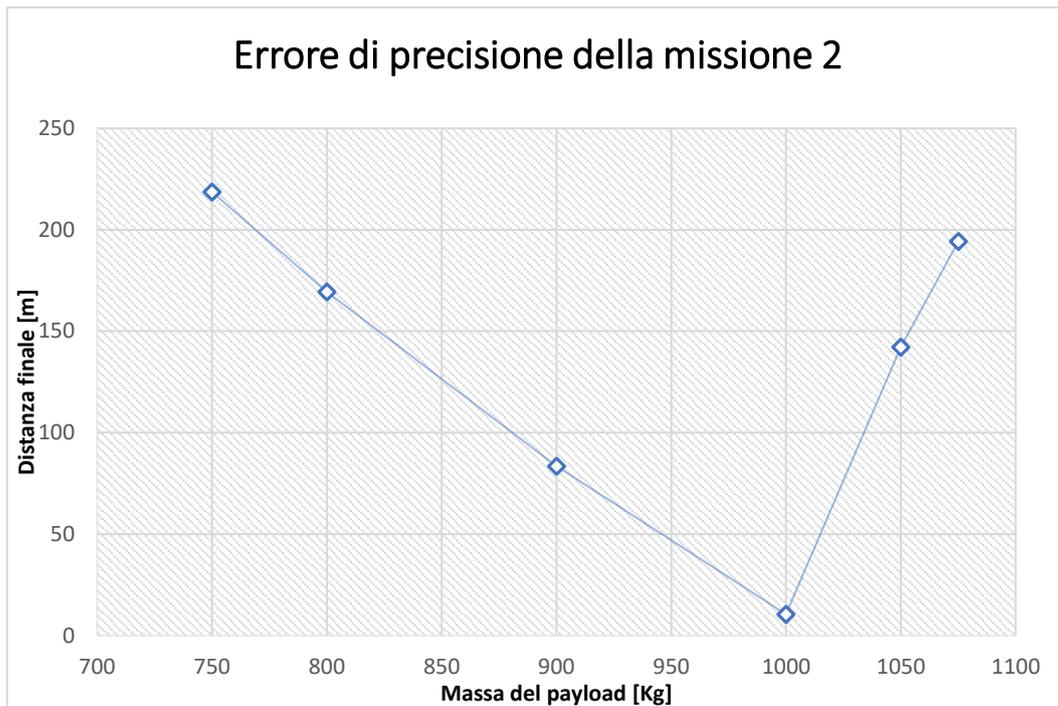


Figura 72. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della massa del payload, per la missione 2.

Con i risultati di questa missione si può concludere il seguente:

- Si osserva che basta un incremento del 7,5 % della massa del payload rispetto alla nominale, per avere un errore di precisione di 194,35 metri, mentre che con un decremento del 25% si ottiene un errore di precisione di 218,66 metri.

3.2) Simulazioni di massa, per missione 3

Le seguenti simulazioni di massa, che sono per la stessa mission 3, hanno dei seguenti parametri costanti:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -8,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Massa del payload [Kg]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
800	-5000	5000	0	-4821	4921	7071	199,308
900	-5000	5000	0	-4907	4943	7071	108,76
1000	-5000	5000	0	-4977	4982	7071	29,63
1100	-5000	5000	0	-4829	5071	7071	184,656
1125	-5000	5000	0	-4790	5103	7071	233,77

Tabella 29. Risultati della simulazione di massa, per la missione 3 (altitudine di 6000 m)

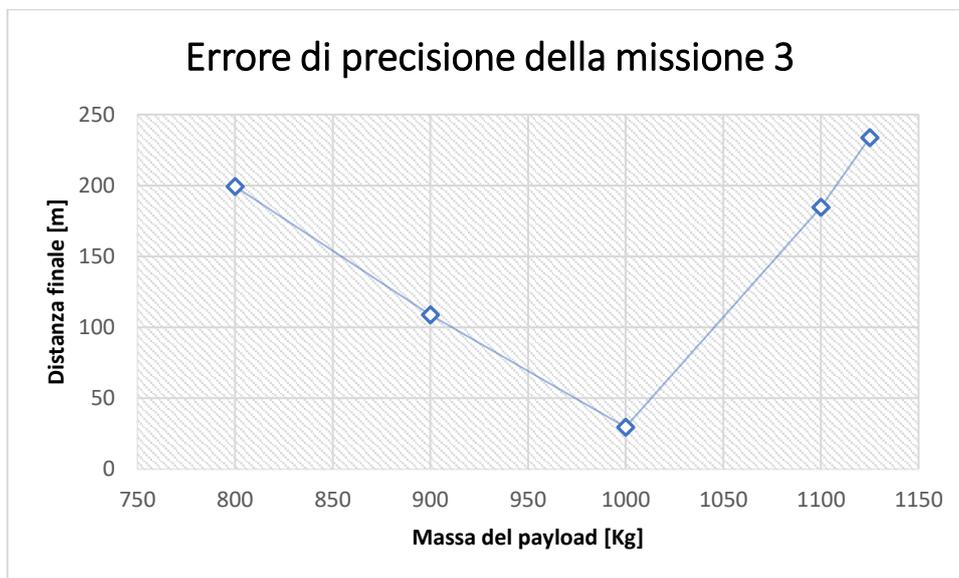


Figura 73. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della massa del payload, per la missione 3.

Con i risultati di questa missione si può concludere il seguente:

- Si osserva che basta un incremento del 11,25 % della massa del payload rispetto alla nominale, per avere un errore di precisione di 233,77 metri, mentre che con un decremento del 20% si ottiene un errore di precisione di 199,308 metri.

Con tutte le simulazioni di massa fatte, che sono in grado di determinare la sensibilità del sistema parafoil-payload rispetto alla variazione della massa del payload, possiamo concludere che detto sistema, per un range di altitudine compreso da 4000 metri a 6000 metri, basta un incremento medio del 16,25 % della massa del payload rispetto alla nominale per avere un errore medio di precisione pari a 217,93 metri; mentre serve un decremento medio di 25% per avere un errore medio di precisione pari a 210,83 metri. Si conclude quindi che il sistema è più sensibile all'incremento di massa del payload, che al suo decremento rispetto al valore nominale.

4) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA ALL'ANGOLO DI INCIDENZA DEL PARAFOIL

La fine delle seguenti simulazione e di apprezzare come si modifica la precisione del sistema parafoil-payload al variare dell'angolo di incidenza del parafoil (angolo gamma), in assenza di vento, con lo stesso paracadute, e con gli stessi parametri de calibrazione.

Per esaminare in modo migliore questa influenza si prenderanno tre missioni, quindi l'approccio sarà simile all'approccio adottato per le simulazioni di massa:

- Si prende una missione ad una altezza di 4000 m, e si mantengono tutti i parametri di simulazione costanti, tranne l'angolo di incidenza de paracadute alare. Si aumenterà e diminuirà detto parametro fin quando l'errore del sistema sia superiore al 200 m
- Si prendono due altre missioni, una di altitudine 5000 m e un'altra di altitudine 6000 m, e si ripetono gli stessi passi del punto precedente.

I parametri che rimangono costanti, per queste missioni sono:

Caratteristiche fisiche del sistema parafoil-payload:

- $m_{payload} = 1000 [Kg]$
- $m_{parafoil} = 100 [Kg]$
- $m_{giunto} = 50 [Kg]$
- $g = 9,81 [\frac{m}{s^2}]$
- $a = 5,43 [m]$
- $b = 9,71[m]$
- $c = 29,14 [m]$
- $t = 2,5 [m]$
- $a_{payload} = 1 [m]$
- $b_{payload} = 7,26 [m]$
- $c_{payload} = 1 [m]$
- $R = 8 [m]$
- $|\vec{OJ}| = 2 [m]$
- $\varepsilon_0 = 45^\circ$

Coefficienti aerodinamici del parafoil:

- $CD_0 = 0,025$
- $CD_\alpha = 0$
- $CD_{\alpha^2} = 1$
- $C_{Y\beta} = 0$
- $CL_0 = 0,76$
- $CL_\alpha = 2$

- $CL_{\alpha 3} = 0$
- $C_{l\beta} = 0,134$
- $C_{lp} = -0,1$
- $C_{lr} = 0$
- $C_{lA} = 0,0021$
- $C_{m0} = 0,0018$
- $C_{mq} = -2$
- $C_{n\beta} = 0,05$
- $C_{np} = 0$
- $C_{nr} = -0,07$
- $C_{nA} = 0,004$

Parametri del controllo PID:

- $K_P = 4$
- $K_I = 0$
- $K_D = 1$

Parametri dei sensori:

- $K_{GPS} = 1$
- $K_{GYRO} = 1$
- $\tau_{GPS} = 1 [s]$
- $\tau_{GYRO} = 0,02 [s]$

Parametri del sistema di attuazione e cinematica dei flaps:

- $K_{mec} = 1$

- $K_{Flaps} = 1$
- $\tau_{mec} = 1 [s]$

Parametri del controllo laterale:

- $K = 1$
- $KR = -0,0001$
- $R_{max} = 0,2 [rad/s]$

4.1) Simulazioni dell'angolo di incidenza, per la missione 1

Per la missione uno, l'angolo di incidenza nominale è pari a -7,7 gradi.

Le seguenti simulazioni d'angolo di incidenza, che sono per la stessa mission 1, hanno dei seguenti parametri costanti:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Γ (°)	Posizione Iniziale			Posizione Finale		Distanza iniziale [m]	Distanza finale [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-5,5	2000	2000	0	2089	1799	2828	219,33
-5,8	2000	2000	0	2067	1821	2828	191,55
-6,1	2000	2000	0	2047	1821	2828	163,48
-6,3	2000	2000	0	2034	1859	2828	144,8
-6,5	2000	2000	0	2021	1876	2828	126,26
-6,7	2000	2000	0	2009	1893	2828	107,74
-6,9	2000	2000	0	1996	1911	2828	89,6
-7,1	2000	2000	0	1983	1930	2828	72,43
-7,3	2000	2000	0	1965	1950	2828	60,3
-7,5	2000	2000	0	1935	1997	2828	69,08
-7,7	2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92
-8	2000	2000	0	2059	2051	2828	77,57
-8,3	2000	2000	0	2119	2094	2828	151,75
-8,6	2000	2000	0	2184	2129	2828	225,19

Tabella 30. Risultati della simulazione di sensibilità all'angolo d'incidenza, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

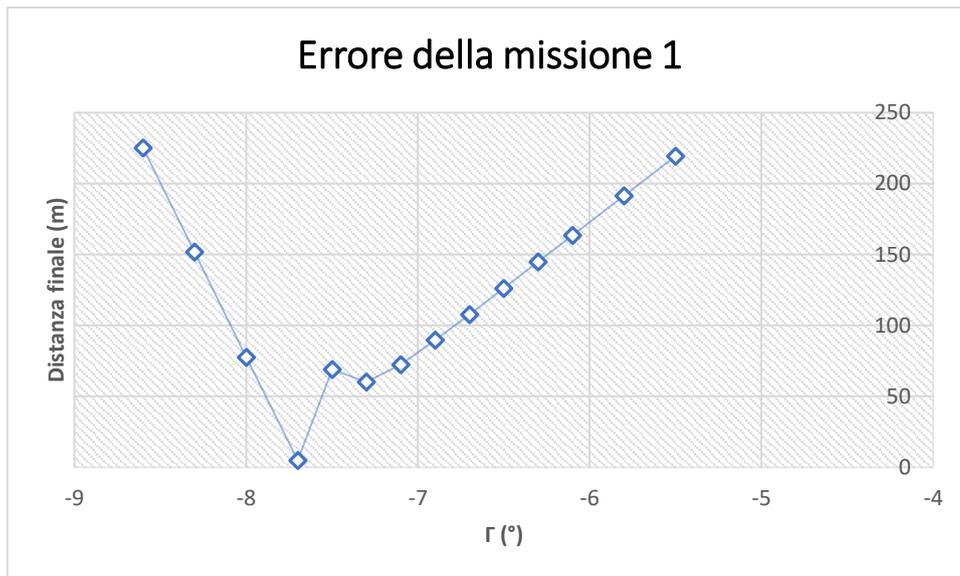


Figura 74. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione dell'angolo d'incidenza, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

Con i risultati della missione uno possiamo concludere il seguente:

- Si osserva che basta un incremento di 2,2 gradi, dell'angolo di incidenza (rispetto al nominale) per avere un errore di precisione di 219,33 metri, mentre che basta un decremento di 0,9 gradi per avere un errore di precisione di 225,19 metri. Quindi il sistema parafoil-payload è molto sensibile alla variazione dell'angolo di incidenza, ed è più sensibile al decremento dell'angolo di incidenza.

4.2) Simulazioni dell'angolo di incidenza, per la missione 2

Per la missione due, l'angolo di incidenza nominale è pari a -9,2 gradi.

- $\delta_A = -20^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 [m]$

Γ (°)	Posizione Iniziale			Posizione Finale		Distanza iniziale [m]	Distanza finale [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-7,8	-3500	-3500	0	-3382	-3330	4949	206,87
-8	-3500	-3500	0	-3394	-3354	4949	180,46
-8,3	-3500	-3500	0	-3413	-3390	4949	140,5
-8,6	-3500	-3500	0	-3436	-3427	4949	96,24
-8,9	-3500	-3500	0	-3461	-3460	4949	56,46
-9,2	-3500	-3500	0	-3493	-3494	4949	8,78
-9,4	-3500	-3500	0	-3512	-3382	4949	118,72
-9,6	-3500	-3500	0	-3582	-3250	4949	220,45

Tabella 31. Risultati della simulazione di sensibilità all'angolo d'incidenza, per la missione 2 (altitudine di 5000 m)



Figura 75. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione dell'angolo d'incidenza, per la missione 2 (altitudine di 5000 m)

Con i risultati della missione due possiamo concludere il seguente:

- Si esamina che basta un aumento di 1,4 gradi, dell'angolo di incidenza (rispetto al nominale) per avere un errore di precisione di 206,87 metri, mentre che basta un decremento di 0,4 gradi per avere un errore di precisione di 220,45 metri. Quindi il sistema parafoil-payload è molto sensibile al cambiamento dell'angolo di incidenza, ed è più sensibile al decremento dell'angolo di incidenza.

4.3) Simulazioni dell'angolo di incidenza, per la missione 3

Per la missione due, l'angolo di incidenza nominale è pari a -8,7 gradi.

- $\delta_A = -20^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

Γ (°)	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-6,9	-5000	5000	0	-4799	5099	7071	223,55
-7,2	-5000	5000	0	-4826	5071	7071	188,05
-7,5	-5000	5000	0	-4854	5044	7071	152,58
-7,8	-5000	5000	0	-4885	5019	7071	117,03
-8,1	-5000	5000	0	-4918	4995	7071	82,05
-8,4	-5000	5000	0	-4956	4963	7071	57,19
-8,7	-5000	5000	0	-5005	5010	7071	10,64
-8,9	-5000	5000	0	-5049	5055	7071	73,46
-9,1	-5000	5000	0	-5088	5105	7071	136,87
-9,3	-5000	5000	0	-5120	5159	7071	199,68

Tabella 32. Risultati della simulazione di sensibilità all'angolo d'incidenza, per la missione 3 (altitudine di 6000 m)



Figura 76. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione dell'angolo d'incidenza, per la missione 3 (altitudine di 6000 m)

Con i risultati della missione tre possiamo concludere il seguente:

- Si osserva che basta una crescita di 1,8 gradi, dell'angolo di incidenza (rispetto al nominale) per avere un errore di precisione di 223,55 metri, mentre che basta una diminuzione di 0,6 gradi per avere un errore di precisione di 199,68 metri. Perciò il sistema parafoil-payload è molto sensibile alla variazione dell'angolo di incidenza, ed è più sensibile al decremento dell'angolo di incidenza.

Con tutte le simulazioni, che consentono misurare la sensibilità del sistema parafoil-payload rispetto all'angolo di incidenza (gamma) possiamo concludere che detto sistema, per un range di altitudine compreso da 4000 metri a 6000 metri, basta un incremento medio di 1,8 gradi dell'angolo di incidenza rispetto al nominale per avere un errore medio di precisione pari a 216,58 metri; mentre basta un decremento medio di 0,6 gradi per avere un errore medio di precisione pari a 215,11 metri.

5) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD ALLA VARIAZIONE DELLA COSTANTE DI TEMPO DEL SISTEMA MECCANICO

Lo scopo delle seguenti simulazione è di valutare come si modifica la precisione del sistema parafoil-payload al variare della costante di tempo caratteristica del sistema meccanico (τ_{mec}), in assenza di vento, con lo stesso paracadute, e con gli stessi parametri di calibrazione.

Per osservare meglio questa influenza si prenderanno tre missioni, quindi l'approccio sarà simile all'approccio adottato per le simulazioni di massa:

- Si prende una mission ad una altezza di 4000 m, si mantengono tutti i parametri di simulazione costanti, tranne l'angolo di incidenza de parafoil. Si aumenterà e diminuirà detto parametro fin quando l'errore del sistema sia superiore al 200 m
- Si prendono due altre missioni, una di altitudine 5000 m e un'altra di altitudine 6000 m, e si ripetono gli stessi passi del punto precedente.

Le tre missioni hanno una costante di tempo caratteristica il sistema meccanico nominale di un secondo. I parametri che rimangono costanti:

Caratteristiche fisiche del sistema parafoil-payload:

- $m_{payload} = 1000$
- $m_{parafoil} = 100 [Kg]$
- $m_{giunto} = 50 [Kg]$
- $g = 9,81 [\frac{m}{s^2}]$
- $a = 5,43 [m]$
- $b = 9,71[m]$
- $c = 29,14 [m]$
- $t = 2,5 [m]$
- $a_{payload} = 1 [m]$
- $b_{payload} = 7,26 [m]$
- $c_{payload} = 1 [m]$
- $R = 8 [m]$
- $|\vec{OJ}| = 2 [m]$

- $\varepsilon_0 = 45^\circ$

Coefficienti aerodinamici del parafoil:

- $CD_0 = 0,025$
- $CD_\alpha = 0$
- $CD_{\alpha^2} = 1$
- $C_{Y\beta} = 0$
- $CL_0 = 0,76$
- $CL_\alpha = 2$
- $CL_{\alpha^3} = 0$
- $C_{l\beta} = 0,134$
- $C_{lp} = -0,1$
- $C_{lr} = 0$
- $C_{lA} = 0,0021$
- $C_{m0} = 0,0018$
- $C_{mq} = -2$
- $C_{n\beta} = 0,05$
- $C_{np} = 0$
- $C_{nr} = -0,07$
- $C_{nA} = 0,004$

Parametri del controllo PID:

- $K_P = 4$
- $K_I = 0$
- $K_D = 1$

Parametri dei sensori:

- $K_{GPS} = 1$
- $K_{GYRO} = 1$
- $\tau_{GPS} = 1 [s]$
- $\tau_{GYRO} = 0,02 [s]$

Parametri del sistema di attuazione e cinematica dei flaps:

- $K_{mec} = 1$
- $K_{Flaps} = 1$

Parametri del controllo laterale:

- $K = 1$
- $KR = -0,0001$
- $R_{max} = 0,2 [rad/s]$

5.1) Simulazioni della costante di tempo caratteristica del sistema meccanico, per la mission e 1

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

τ_{mec} [s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
0,01	2000	2000	0	2006,8	2001,4	2828	6,97
0,1	2000	2000	0	2007	2001	2828	6,73
1	2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92
5	2000	2000	0	2012	1948	2828	52,96
10	2000	2000	0	1918	2001	2828	81,6
20	2000	2000	0	1924	1968	2828	82,5
40	2000	2000	0	1949	1893	2828	118,78
50	2000	2000	0	1948	2164	2828	171,86
60	2000	2000	0	2043	1816	2828	189,15

Tabella 33. Risultati della simulazione di sensibilità alla costante di tempo meccanica per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

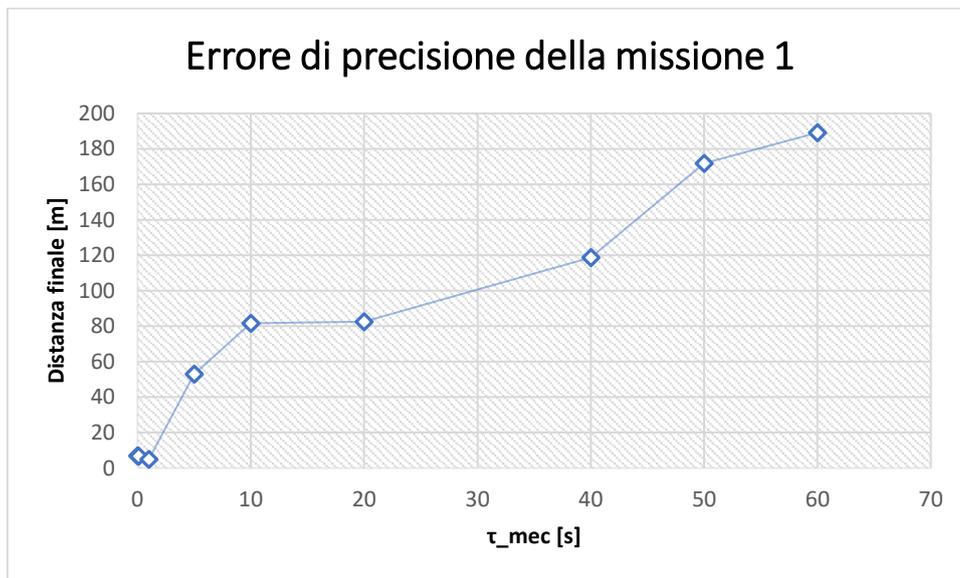


Figura 77. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della costante di tempo meccanica, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

I seguenti grafici rappresentano la risposta del sistema parafoil-payload, per la missione 1, con una costante di tempo del sistema meccanico pari a 60 secondi. Detti grafici permettono osservare l'effetto dell'incremento della costante di tempo caratteristica del sistema meccanico, nelle tre fase di volo, soprattutto nella prima fase.

Si può apprezzare come all'aumentare la costante di tempo, il sistema di attuazione risponde con più ritardo, e questo si traduce in oscillazione del sistema parafoil-payload nel controllo laterale di navigazione.

Nella fase di loiter (dicesa in spirale) non si osservano oscillazioni dovuti all'incremento della costante di tempo caratteristica del sistema meccanico, perché il sistema di attuazione ha lo scopo di solo mantenere costante la deflessione asimmetrica delle linee di freno, quindi il comando di attuazione δ_A sarà costante.

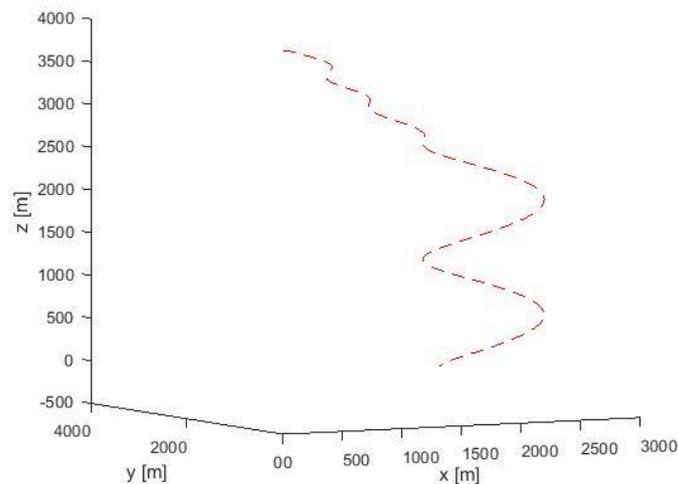


Figura 78. Andamento del sistema parafoil-payload, nel SRI, con una costante di tempo meccanica paria 60 secondi, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

Con i risultati della missione uno possiamo concludere il seguente:

- Si osserva si ha bisogno di un incremento della costante di tempo meccanica fino a 60 s, per avere un errore di precisione di 189,15 metri, mentre che basta un decremento fino 0,01 secondi per avere un errore di precisione di 6,97 metri. Quindi

il sistema parafoil-payload è più sensibile all'incremento della costante di tempo del sistema meccanico di attuazione, che al suo decremento.

5.2) Simulazioni della costante di tempo caratteristica el sistema meccanico, per la missione 2

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -9,2^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 1000 [m]$

τ_{mec} [s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
0,01	-3500	-3500	0	-3491	-3469	4949	32,04
0,1	-3500	-3500	0	-3491	-3473	4949	28,45
1	-3500	-3500	0	-3495	-3496	4949	8,78
5	-3500	-3500	0	-3469	-3471	4949	43,06
10	-3500	-3500	0	-3438	-3436	4949	89,61
15	-3500	-3500	0	-3405	-3396	4949	140,95
20	-3500	-3500	0	-3371	-3356	4949	193,37
25	-3500	-3500	0	-3327	-3329	4949	243,51

Tabella 34. Risultati della simulazione di sensibilità alla costante di tempo meccanica per la missione 2 (altitudine di 5000 m)

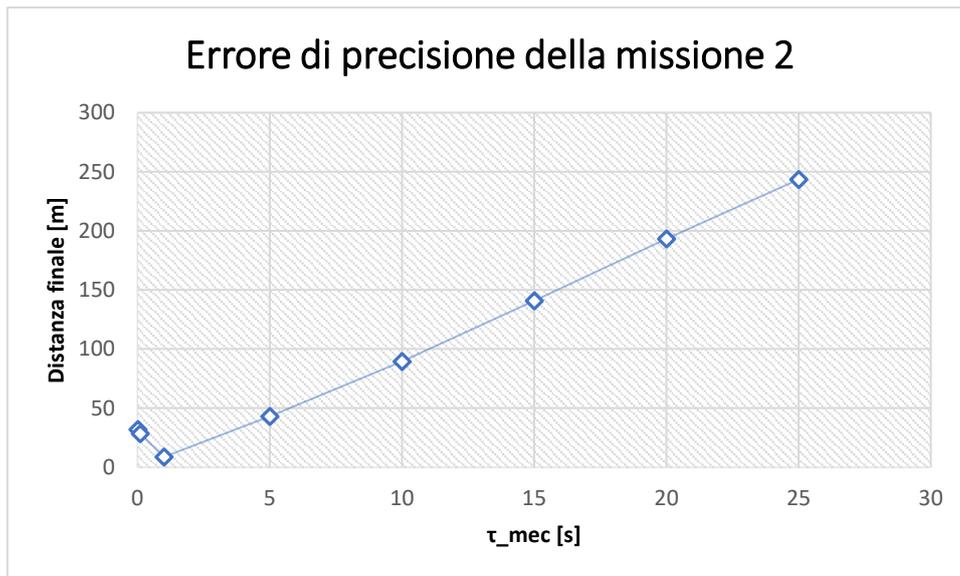


Figura 79. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della costante di tempo meccanica, per la missione 2 (altitudine di 5000 m)

I seguenti grafici riproducono la risposta del sistema parafoil-payload, per la missione 2, con una costante di tempo pari a 25 secondi. Detti grafici consentono di esaminare l'effetto dell'incremento delle costanti di tempo caratteristica del sistema meccanico, nelle tre fase di volo, soprattutto nella prima fase e terza fase, perché si ricorda ulteriormente il fatto che queste due fasi utilizzano il controllo laterale (navigazione), pertanto il sistema di attuazione non deve impostare una deflessione asimmetrica costante come nel caso della seconda fase.

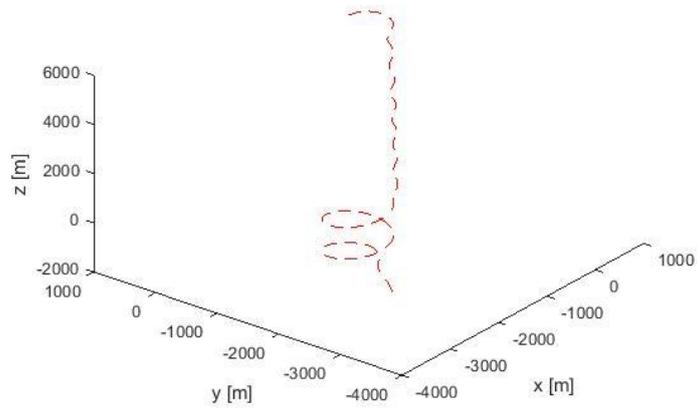


Figura 80. Andamento del sistema parafoil-payload, nel SRI, con una costante di tempo meccanica paria 25 secondi, per la missione 2 (altitudine di 5000 m)

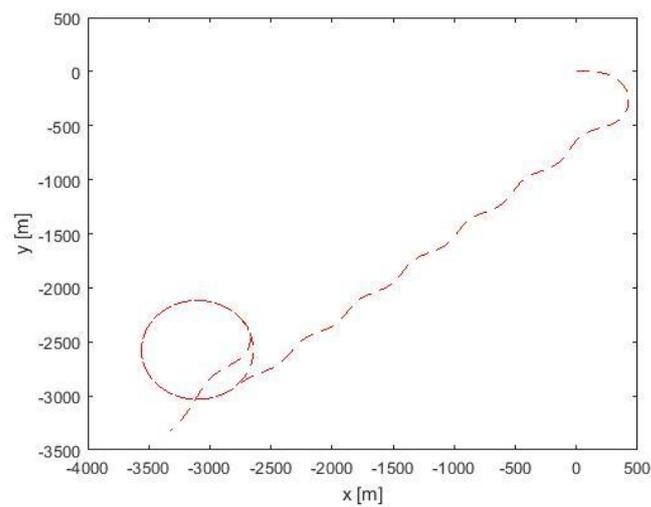


Figura 81. Andamento del sistema parafoil-payload, nel piano X-Y nel SRI, con una costante di tempo meccanica paria 25 secondi, per la missione 2 (altitudine di 5000 m)

Con i risultati della missione due possiamo concludere il seguente:

- Si apprezza che un incremento della costante di tempo meccanica fino a 25 s, fornisce un errore di precisione di 243,51 metri, mentre un decremento fino 0,01 secondi fornisce un errore di precisione di 32,04 metri. Quindi il sistema parafoil-payload è

più sensibile all'incremento della costante di tempo del sistema meccanico di attuazione, che al suo decremento.

5.3) Simulazioni della costante di tempo caratteristica il sistema meccanico, per la missione 3

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -8,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

τ_{mec} [s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
0,01	-5000	5000	0	-4936	5009	7071	64,34
0,1	-5000	5000	0	-4939	5007	7071	61,18
1	-5000	5000	0	-4966	4996	7071	34,31
2	-5000	5000	0	-4996	4997	7071	4,97
4	-5000	5000	0	-4980	4984	7071	25,59
8	-5000	5000	0	-4944	4959	7071	69,4
16	-5000	5000	0	-4866	4908	7071	163,04
20	-5000	5000	0	-4826	4881	7071	210,75

Tabella 35. Risultati della simulazione di sensibilità alla costante di tempo meccanica per la missione 3 (altitudine di 6000 m)

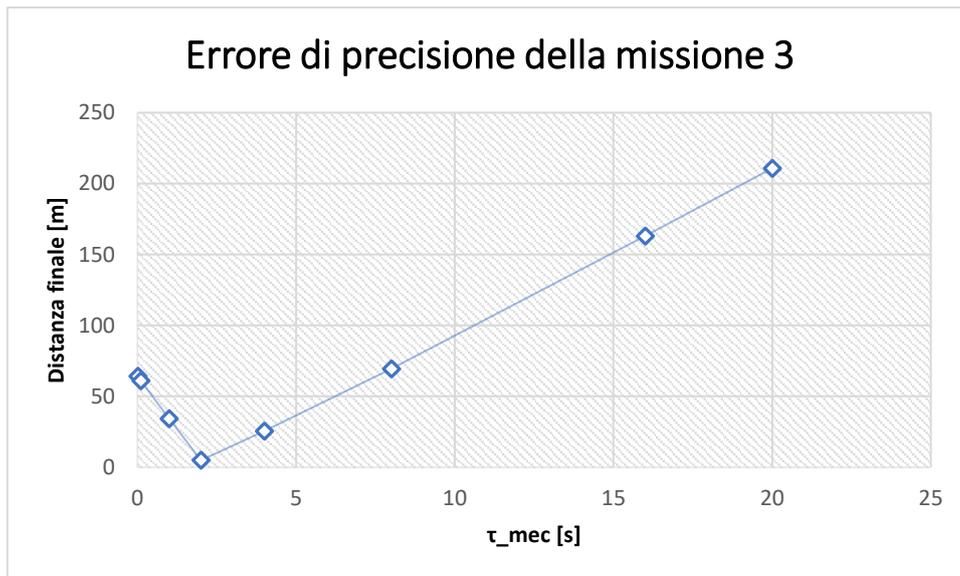


Figura 82. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della costante di tempo meccanica, per la missione 3 (altitudine di 6000 m)

I seguenti grafici rappresentano la risposta del sistema parafoil-payload, per la missione 3, con una costante di tempo pari a 20 secondi.

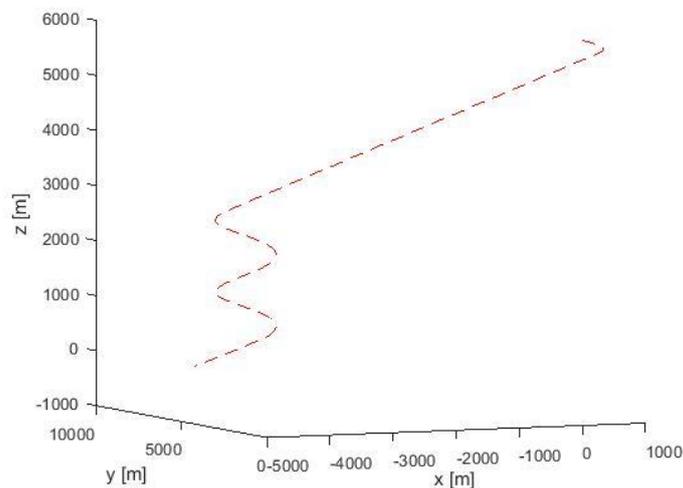


Figura 83. Andamento del sistema parafoil-payload, nel SRI, con una costante di tempo meccanica pari a 20 secondi, per la missione 3 (altitudine di 6000 m)

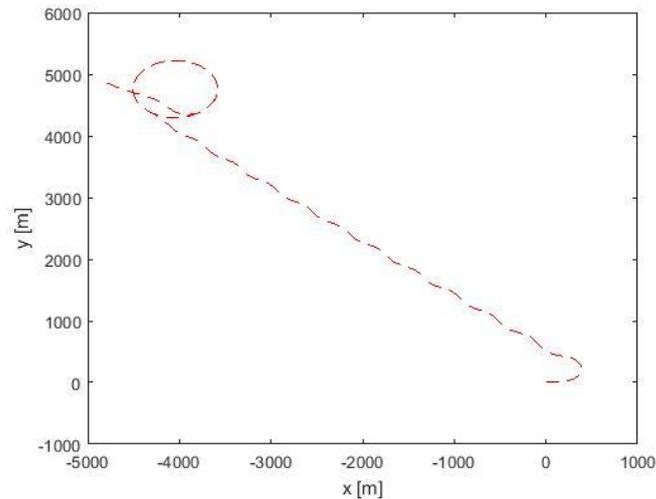


Figura 84. Andamento del sistema parafoil-payload, nel piano X-Y nel SRI, con una costante di tempo meccanica paria 20 secondi, per la missione 3 (altitudine di 6000 m)

Con i risultati della missione tre possiamo stipulare il seguente:

- Si osserva che basta un aumento della costante di tempo meccanica fino a 20 s, per avere un errore di precisione di 210,75 metri, mentre che basta una diminuzione fino 0,01 secondi per avere un errore di precisione di 64,34 metri. Pertanto, il sistema parafoil-payload è più sensibile all'incremento della costante di tempo del sistema meccanico di attuazione, che al suo decremento.

Con tutte le simulazioni, che sono in grado di stimare la sensibilità del sistema parafoil-payload rispetto alla costante di tempo del sistema meccanico di attuazione possiamo concludere che detto sistema, per un range di altitudine compreso da 4000 metri a 6000 metri, ha bisogno di un incremento medio della costante di tempo meccanica fino 35 s, per avere un errore medio di precisione pari a 214,47 metri; mentre necessita un decremento medio fino 0,01 s per avere un errore medio di precisione pari a 34,45metri.

6) SIMULAZIONE PER VALUTARE LA SENSIBILITÀ DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD AL VENTO

Lo scopo delle seguenti simulazione e di valutare come si modifica la precisione del sistema parafoil-payload al variare della velocità del vento nelle direzioni X, Y, Z del sistema di riferimento SRI, con lo stesso paracadute, payload, target, sistema meccanico di attuazione e con gli stessi parametri de calibrazione.

Per esaminare più adeguatamente questa importanza si prende una missione, e si realizza il seguente approccio:

- Si prende una missione di altitudine 4000 metri, e lasciando la velocità del vento nella direzione Y e nella direzione Z costanti e pari a zero, si modificherà l'ampiezza della funzione di vento nella direzione X, fin quando l'errore di precisione del sistema sia al di sopra di 200 metri.
- Si prende la stessa missione di altitudine 4000 metri, e lasciando la velocità del vento nella direzione X e nella direzione Z costante è pari a zero, si modificherà l'ampiezza della funzione di vento nella direzione Y, fin quando l'errore di precisione del sistema sia al di sopra di 200 metri.
- Per ultimo si realizza la stessa procedura pero con il vento nella direzione Z.

I parametri che rimangono costanti:

Caratteristiche fisiche del sistema parafoil-payload:

- $m_{payload} = 1000$
- $m_{parafoil} = 100 [Kg]$
- $m_{giunto} = 50 [Kg]$

- $g = 9,81 \left[\frac{m}{s^2} \right]$
- $a = 5,43 [m]$
- $b = 9,71[m]$
- $c = 29,14 [m]$
- $t = 2,5 [m]$
- $a_{payload} = 1 [m]$
- $b_{payload} = 7,26 [m]$
- $c_{payload} = 1 [m]$
- $R = 8 [m]$
- $|\vec{OJ}| = 2 [m]$
- $\varepsilon_0 = 45^\circ$

Coefficienti aerodinamici del parafoil:

- $CD_0 = 0,025$
- $CD_\alpha = 0$
- $CD_{\alpha^2} = 1$
- $C_{Y\beta} = 0$
- $CL_0 = 0,76$
- $CL_\alpha = 2$
- $CL_{\alpha^3} = 0$
- $C_{l\beta} = 0,134$
- $C_{lp} = -0,1$
- $C_{lr} = 0$
- $C_{lA} = 0,0021$

- $C_{m0} = 0,0018$
- $C_{mq} = -2$
- $C_{n\beta} = 0,05$
- $C_{np} = 0$
- $C_{nr} = -0,07$
- $C_{nA} = 0,004$

Parametri del controllo PID:

- $K_p = 4$
- $K_i = 0$
- $K_D = 1$

Parametri dei sensori:

- $K_{GPS} = 1$
- $K_{GYRO} = 1$
- $\tau_{GPS} = 1 [s]$
- $\tau_{GYRO} = 0,02 [s]$

Parametri del sistema di attuazione e cinematica dei flaps:

- $K_{mec} = 1$
- $K_{Flaps} = 1$
- $\tau_{mec} = 1 [s]$

Parametri del controllo laterale:

- $K = 1$
- $KR = -0,0001$

- $R_{max} = 0,2 \text{ [rad/s]}$

Parametri di calibrazione:

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -7,7^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 \text{ [m]}$

6.1) Simulazioni per valutare la sensibilità del sistema rispetto alla velocità del vento nella direzione X, per la missione 1

Questi sono i risultati:

V_wind_x [m/s]	Posizione Iniziale			Posizione Finale		Distanza iniziale [m]	Distanza finale [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-0,42	2000	2000	0	2180	2101	2828	206,23
-0,4	2000	2000	0	2157	2106	2828	189,7
-0,3	2000	2000	0	2044	2109	2828	117,87
-0,15	2000	2000	0	1935	2049	2828	81,23
-0,1	2000	2000	0	1918	2031	2828	87,79
-0,05	2000	2000	0	1926	2019	2828	76,65
0	2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92
0,05	2000	2000	0	2051	2013	2828	52,76
0,1	2000	2000	0	2112	2040	2828	118,7664
0,15	2000	2000	0	2188	20765	2828	202,95

Tabella 36. Risultati della simulazione di sensibilità alla velocità massima della funzione vento nella direzione X, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

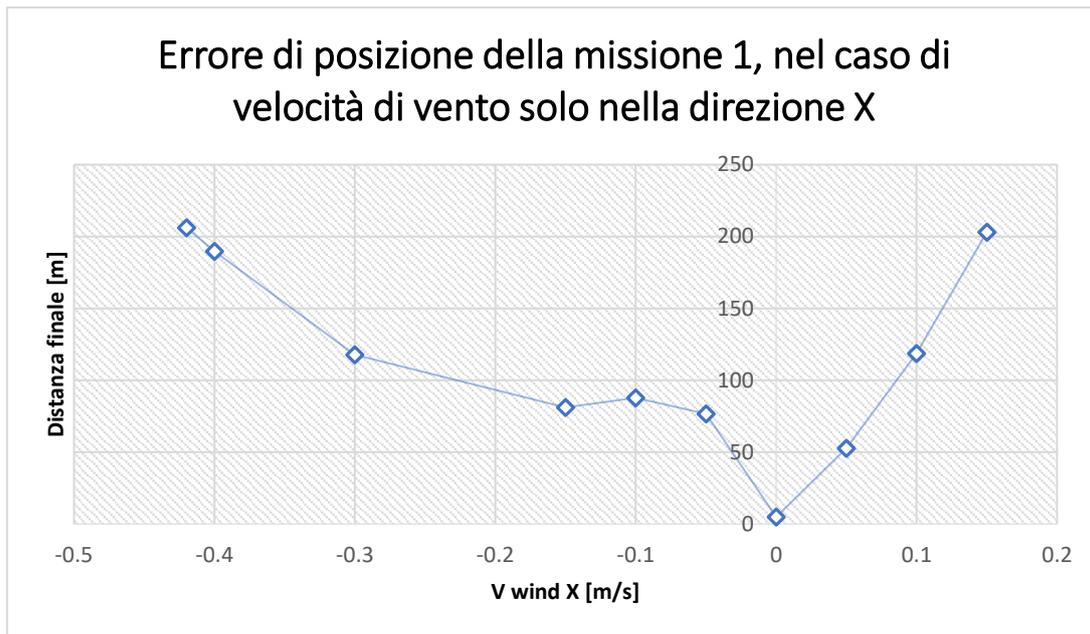


Figura 85. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della velocità massima della funzione vento nella direzione X, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

Con i risultati della missione due possiamo concludere il seguente:

- Si osserva che basta una velocità di vento nella direzione X del SRI, positiva, pari a 0,15 metri al secondo, per avere un errore di precisione di 202,95 metri, intanto che che basta una velocità negativa pari a -0,42 m/s per avere un errore di precisione di 206,23 metri.

Il successivo grafico riproduce la risposta del sistema parafoil-payload con una velocità di vento nella direzione X del SRI, negativa, pari a -0,42 m/s. Detti grafici permettono esaminare l'effetto del vento, nelle tre fase di volo, principalmente nella seconda fase perché si ricorda che in detta fase non si usufruisce il controllo laterale (navigazione).

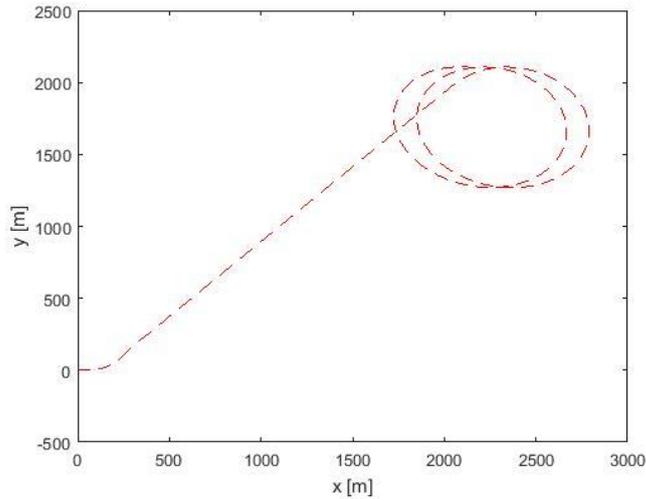


Figura 86. Andamento del sistema parafoil-payload, nel piano X-Y, nel SRI, in presenza di vento nella direzione X, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

6.2) Simulazioni per valutare la sensibilità del sistema rispetto alla velocità del vento nella direzione Y, per la missione 1

V_wind_y [m/s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-0,32	2000	2000	0	2215	1962	2828	218,79
-0,3	2000	2000	0	2188	1959	2828	192,67
-0,15	2000	2000	0	1956	1977	2828	48,8
-0,1	2000	2000	0	1952	1975	2828	54,24
-0,05	2000	2000	0	1935	1989	2828	65,6
0	2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92
0,05	2000	2000	0	2019	2047	2828	51,11
0,1	2000	2000	0	2049	2018	2828	118,11
0,15	2000	2000	0	2094	2178	2828	200,9

Tabella 37. Risultati della simulazione di sensibilità alla velocità massima della funzione del vento nella direzione Y, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

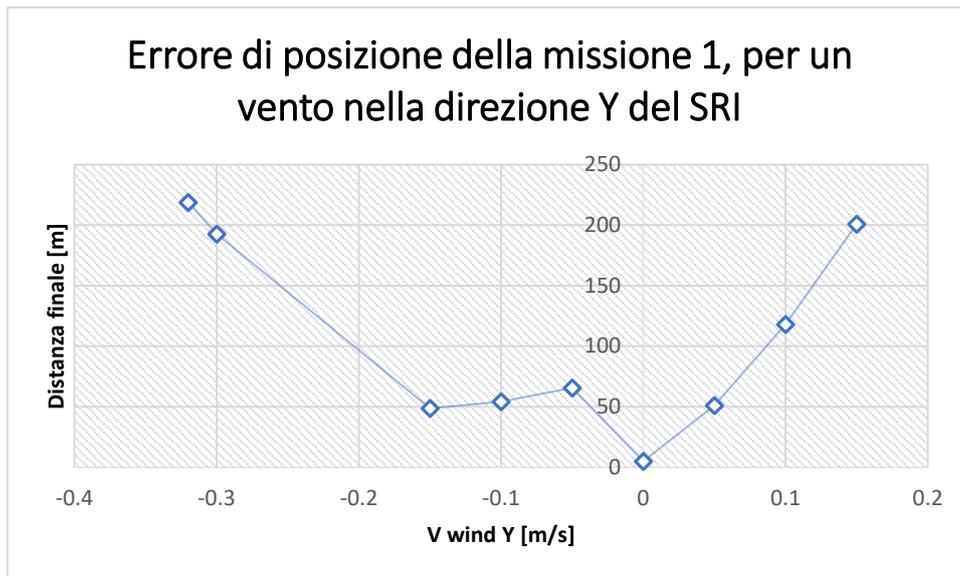


Figura 87. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della velocità massima della funzione vento nella direzione Y, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

Con i risultati della missione due possiamo concludere il seguente:

- Si osserva che basta una velocità di vento nella direzione Y del SRI, positiva, pari a 0,15 metri al secondo, per avere un errore di precisione di 200,9 metri, mentre che basta una velocità negativa pari a -0,32 m/s per avere un errore di precisione di 218,79 metri.

Il seguente grafico rappresenta la risposta del sistema parafoil-payload con una velocità di vento nella direzione Y del SRI, negativa, pari a -0,32 metri al secondo. Detti grafici permettono osservare l'effetto del, nelle tre fase di volo, soprattutto nella seconda fase perché si ricorda che in detta fase non si utilizza il controllo laterale (navigazione).

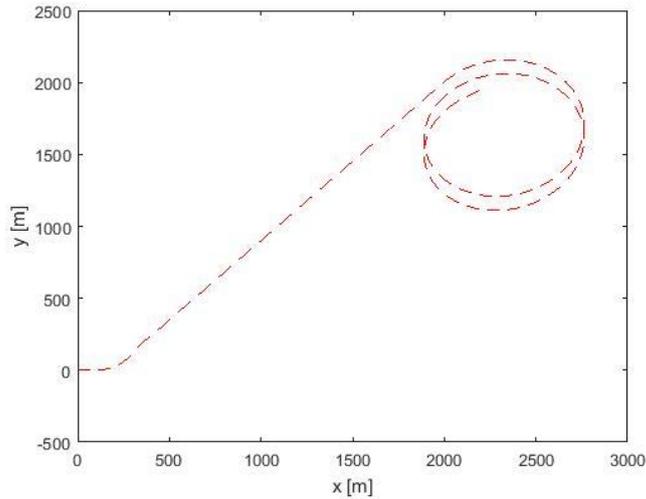


Figura 88. Andamento del sistema parafoil-payload, nel piano X-Y, nel SRI, in presenza di vento nella direzione Y, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

6.3) Simulazioni per valutare la sensibilità del sistema rispetto alla velocità del vento nella direzione Z, per la missione 1

V_wind_Z [m/s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
-0,1	2000	2000	0	2172	2124	2828	212,28
-0,075	2000	2000	0	2125	2099	2828	159,14
-0,05	2000	2000	0	2081	2068	2828	106,33
0	2000	2000	0	2005	1999	2828	4,92
0,05	2000	2000	0	1965	1949	2828	61,46
0,1	2000	2000	0	1996	1909	2828	91,4
0,15	2000	2000	0	2020	1874	2828	127,18
0,25	2000	2000	0	2071	1815	2828	198,20

Tabella 38. Risultati della simulazione di sensibilità alla velocità massima della funzione del vento nella direzione Z, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

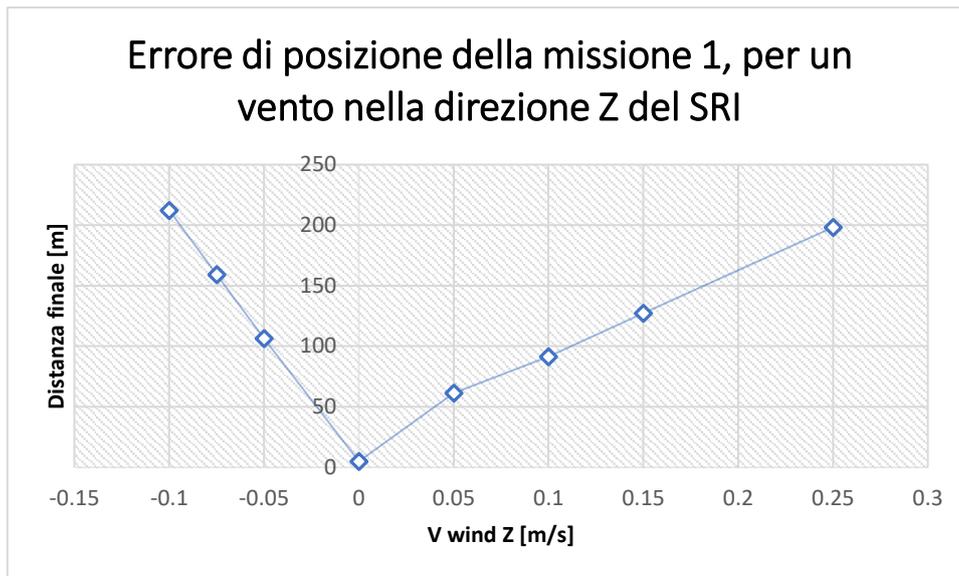


Figura 89. Grafico della precisione del sistema parafoil-payload in funzione della velocità massima della funzione vento nella direzione Z, per la missione 1 (altitudine di 4000 m)

Con i risultati della missione possiamo concludere il seguente:

- Si osserva che basta una velocità di vento nella direzione Z del SRI, pari a 0,25 m/s, per avere un errore di precisione di 198,20 metri, mentre che basta una velocità pari a -0,1 m/s per avere un errore di precisione di 212,28 m.

7) SIMULAZIONE PER VALUTARE PRECISIONE DEL SISTEMA PARAFOIL-PAYLOAD RISPETTO AL VENTO

La seguente simulazione serve a vedere come si può incrementare la precisione del sistema parafoil-payload in presenza del vento con un'opportuna calibrazione.

La procedura è la seguente:

- Si prende una missione di altitudine 4000 metri, e lasciando la velocità del vento nella direzione Y e nella direzione Z costanti e pari a zero, si imposterà una velocità

massima del vento, nella direzione X, pari a un metro al secondo. Dopo calibrando opportunamente il sistema, utilizzando l'angolo di incidenza come parametro di calibrazione, si considera una missione con successo l'errore di precisione finale e al di sotto di 50 metri.

- Si prende la stessa missione, e si esegue la stessa procedura per il vento nella direzione Y, e il vento nella direzione Z.

7.1) Simulazioni per valutare la precisione del sistema rispetto alla velocità del vento nella direzione X, per la missione 1

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -8,5^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

I risultati sono i seguenti:

V_wind_x [m/s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
1	2000	2000	0	2037	2020	2828	41,75

Tabella 39. Risultati della simulazione del sistema parafoil-payload, in presenza del vento nella direzione X, per la missione 1, con un'opportuna calibrazione (altitudine di 4000 m)

7.2) Simulazioni per valutare la precisione del sistema rispetto alla velocità del vento nella direzione Y, per la missione 1

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -8,9^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

I risultati sono i seguenti:

V_wind_y [m/s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
1	2000	2000	0	1985	1992	2828	17

Tabella 40. Risultati della simulazione del sistema parafoil-payload, in presenza del vento nella direzione Y, per la missione 1, con un'opportuna calibrazione (altitudine di 4000 m)

7.3) Simulazioni per valutare la precisione del sistema rispetto alla velocità del vento nella direzione Y, per la missione 1

- $\delta_A = -20^\circ$
- $\gamma = -14,9^\circ$
- $d_{xy_{min}} = 50 [m]$

V_wind_z [m/s]	Posizione del target			Posizione finale del payload		Distanza iniziale del payload [m]	Distanza finale del payload [m]
	X [m]	Y [m]	Z [m]	X [m]	Y [m]		
1	2000	2000	0	2021	2009	2828	23,27

Tabella 41. Risultati della simulazione del sistema parafoil-payload, in presenza del vento nella direzione Z, per la missione 1, con un'opportuna calibrazione (altitudine di 4000 m)

Si conclude che, anche con la presenza del vento al meno fino ad una velocità massima di 1 m/s, se si utilizza un'opportuna calibrazione del sistema parafoil-payload si può raggiungere una missione con successo.

Si ricorda che l'influenza del vento nel sistema parafoil-payload dipenderà fortemente di quattro fattori che complicano il suo studio:

1. La velocità massima del vento durante la missione.
2. L'andamento della funzione del vento nel tempo durante la missione.
3. La direzione del vento, che anche è un parametro che varia nel tempo, durante la missione.
4. La velocità con cui scende il payload durante la missione.

CONCLUSIONE

In questa tesi si conclude che si è sviluppato un modello matematico di un sistema parafoil-payload a 6 DOF, con un sistema di navigazione laterale e altitudine (conformati da due sistemi meccanici di primo ordine per il sistema di attuazione, sei sistemi di primo ordine che rappresentano i sensori a bordo, e un PC con una logica di controllo PID) che permette analizzare il comportamento di un dispositivo per il rientro guidato di veicoli spaziali.

Ulteriormente, utilizzando l'ambiente Matlab-Simulink si hanno sviluppato delle simulazioni che permettono dire che:

- 1) In assenza di vento (oppure nelle condizioni in cui la velocità del vento sia trascurabile rispetto alla velocità del sistema), per un range di altitudine da 4000 m a 6000 m, per un range di distanza iniziale dal target da 2828 m a 7071 m, con carico utile di 1000 kg, utilizzando un paracadute di 100 kg (con i coefficienti aerodinamici descritti sopra), e con una opportuna calibrazione, il sistema parafoil-payload presenta una precisione di almeno 28 m.
- 2) Il parametro a cui il sistema parafoil-payload è più sensibile è l'angolo di incidenza, ed ulteriormente, il sistema è più sensibile al decremento di detto parametro (rispetto al suo valore nominale) che al suo incremento.
- 3) Si osserva che il sistema è in grado di soddisfare una missione (quindi un errore di precisione al di sotto di 50 metri), fino con una variazione del 5% del carico utile rispetto al suo valore nominale.
- 4) Si apprezza la tendenza ad essere poco sensibile alla costante di tempo meccanica. Si ha bisogno di una costante di tempo del sistema meccanico 5 volte superiore al

suo valore nominale (supposto pari a un secondo in questa tesi), per rendere la missione non soddisfacente.

- 5) Finalmente si può apprezzare in questa tesi, che il sistema di controllo utilizzato in questo lavoro (quindi logica di controllo laterale, controllo di altitudine, sistema meccanica di attuazione, e sensori rappresentati con sistemi di primo ordine, e un PC con logica PID), è ancora molto sensibile al vento (sia in direzione, che in amplitudine). Anche se è scarsa l'informazione sul profilo di vento (in questo lavoro) durante la missione, si osserva nei risultati delle simulazioni che bastano velocità massima del vento di pochi m/s per generare imprecisioni nell'ordine delle centinaia di metri.

REFERENZE BIBLIOGRAFICHE

- [1] Chiara Toggia, Marielena Venditelli, '**Modeling and motion analysis of autonomous paragliders**', Technical Report n. 5, 2010.
- [2] 'E. Gonzalez, C. Sacco, E. Ortega, R. Flores', '**Development of a 6 DOF simulator for analysis and evaluation of autonomous parafoil systems**', Publication CIMNE N°-356, April 2011.
- [3] 'Grzegorz Kowaleczko', '**APPARENT MASSES AND INERTIA MOMENTS OF THE PARAFoil**', 'JOURNAL OF THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS 52, 3, pp. 605-616, Warsaw 2014'.
- [4] 'Kapila Asanga Dias' 'Damitha Sandaruwan' 'Maheshya Weerasinghe', '**A real time 6 DOF computational model to simulate Ram-Air Parachute dynamics**', 'Article March 2017'
- [5] 'Michael Ward', '**Adaptive glide slope control for parafoil and parafoil and payalod aircraft**', 'Georgia Institute of Technology, May 2012'.
- [6] 'Branden James Rademacher', '**In-flight trajectory planning and guidance for autonomous parafoils**', 'Iowa State University, 2009'.
- [7] 'Sir Horace Lamb', '**Hydrodynamics**', 'New York, 1945'.
- [8] 'Marius Niculescu', '**LATERAL TRACK CONTROL LAW FOR AEROSONDE UAV**', 'University of Washington, Seattle, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS PAPER 2001-0016, January 2001'.
- [9] Datasheet of the GPS smart antenna module, LS20030-3, **LOCOSYS**
- [10] Datasheet of the SCR 1100-D02 SINGLE AXIS GYROSCOPE WITH DIGITAL SPI INTERFACE, **muRata**
- [11] Datasheet of the MS5611-01BA, **RoHS**
- [12] Datasheet of the μ Landing Altimeter