



UNIVERSITÀ
POLITECNICA
DELLE MARCHE

FACOLTÀ DI INGEGNERIA
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA MECCANICA

**SVILUPPO DI UN BANCO DI PROVA
CON CUSCINETTO AD ARIA SFERICO
PER IL CONTROLLO D'ASSETTO DI
NANOSATELLITI**

**SPHERICAL AIR BEARING TESTBED
DEVELOPMENT FOR NANOSATELLITE
ATTITUDE CONTROL**

Candidato:
Matteo Spinelli

Relatore:
Prof. Luca Carbonari

Correlatore:
Prof. Francesco Sanfedino

Anno Accademico 2023-2024



UNIVERSITÀ
POLITECNICA
DELLE MARCHE

FACOLTÀ DI INGEGNERIA
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA MECCANICA

**SVILUPPO DI UN BANCO DI PROVA
CON CUSCINETTO AD ARIA SFERICO
PER IL CONTROLLO D'ASSETTO DI
NANOSATELLITI**

**SPHERICAL AIR BEARING TESTBED
DEVELOPMENT FOR NANOSATELLITE
ATTITUDE CONTROL**

Candidato:
Matteo Spinelli

Relatore:
Prof. Luca Carbonari

Correlatore:
Prof. Francesco Sanfedino

Anno Accademico 2023-2024

UNIVERSITÀ POLITECNICA DELLE MARCHE
FACOLTÀ DI INGEGNERIA
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA MECCANICA
Via Brezze Bianche – 60131 Ancona (AN), Italy

Ringraziamenti

Chi mi conosce sa quanto sia difficile per me esternare i miei sentimenti. Tuttavia, al termine di questi cinque anni e all'inizio di quella che sarà la parte più dura della vita, voglio prendermi un momento per ringraziare le persone che in questi anni mi sono state davvero vicine, rendendoli i più belli della mia vita. Alla mia famiglia, e soprattutto ai miei genitori, che non mi sentono mai dirgli "ti voglio bene", ma senza i quali non saprei come andare avanti. Grazie per avermi dato la possibilità di vivere senza pensieri. A Giada, al suo amore sincero, alla sua pazienza, e al semplice fatto di restarmi accanto anche quando non lo merito. Ai miei amici, quelli veri, senza nominarli tutti. A quelli con cui sono cresciuto, a quelli incontrati lungo il cammino, a quelli conosciuti qui e a quelli che, nel tempo, hanno dimostrato che la nostra amicizia non è solo abitudine, ma scelta. A chi c'è stato nei momenti che contavano e a chi mi ha fatto sentire importante, non per circostanza, ma perché lo credeva davvero. Infine grazie alla mia dedizione, sperando mi accompagni per tutta la vita.

Tolosa 2025

M. S.

Indice

Introduction	1
1 Spacecraft Simulators	3
1.1 Air Bearing	4
1.2 Disturbances	10
1.3 Simulation Environment	16
2 State Of Art	19
2.1 First Generation	19
2.2 Second Generation	22
2.3 Third Generation	26
3 Testbed Design	29
3.1 Support Structures	30
3.1.1 Air Bearing System	30
3.1.2 Platform	33
3.1.3 Chassis	39
3.2 Balancers	40
3.2.1 Horizontal Balancers	41
3.2.2 Vertical Balancers	46
3.3 Electronics	49
3.4 Reaction Wheels	53
3.5 Integrated Simulator	59
4 Automatic Balance Algorithm	61
4.1 Balancing Problem	61
4.2 Transversal Imbalance Compensation	64
4.2.1 Mathematical Framework	64
4.2.2 Planar Balancing Control Law	67
4.3 Vertical Imbalance Compensation	70
5 Simulation	73
5.1 Phase 1	75
5.2 Phase 2	78
5.3 Phase 3	79
5.4 Montecarlo Simulation	81

Indice

Conclusions	85
5.1 Future Developments	85

Elenco delle figure

1.1	Planar Air Bearing	5
1.2	Spherical Air Bearing	5
1.3	Spherical Airbearing DOF	5
1.4	Possible Spherical Airbearing Configurations	6
1.5	Load-Lift Curves for different Air Bearing size	7
1.6	Increasing the tilt angle raises the CR, requiring a larger counterweight	9
1.7	CR Deep Bearing	10
1.8	CR Shallow Bearing	10
1.9	CG Displacement due to inflection for dumbbell configuration	13
1.10	CG Displacement due to battery discharge in a Litium Battery	15
1.11	Disturbances	16
1.12	Complete Testbed realized at 'Università di Bologna'	18
2.1	NIMBUS project Simulators	21
2.2	GBI Mock-Up	21
2.3	CubeTas, Naval Postgraduate School, Monterey, CA	23
2.4	2° Generation Simulators	25
2.5	FACE Simulator, DLR	26
2.6	Modelli di simulatori al JPL	27
2.7	3° Generation Simulators	28
3.1	A-653 PIglide CAD model	31
3.2	Costum Bearing Load Analysis	31
3.3	Pedestal and Air Bearing	33
3.4	Support Platform	37
3.5	Static Structural Analysis	38
3.6	Chassis inside the Bearing Rotor	40
3.7	Lead Screw Transmission	42
3.8	A-141 PIglide MB	43
3.9	Linear Module Scheme	44
3.10	NEMA 17 Short	45
3.11	Vertical Balancers Components	47
3.12	Non-Captive 11N13S0754AA4-100RS StepperOnline Motor	48
3.13	Acquisition Systems	51
3.14	Power Supply	52
3.15	RWs Pyramidal Configuration	54

Elenco delle figure

3.16	Pyramid Configuration Rotated Around Z by an Angle θ	55
3.17	RW-25	57
3.18	RW Performances	58
3.19	Simulator	60
4.1	3-D Pendulum Effect	61
4.2	Riferimento Inerziale e Body-Fixed	65
5.1	Simulation Model Main Blocks	74
5.2	Torque for Planar Balancing	75
5.3	Phase 1 Simulation Frame	75
5.4	Planar State Variables	76
5.5	Planar Balance Results	77
5.6	Covariance Matrix	78
5.7	Difference between Real and Estimated Offset	78
5.8	Vertical Imbalance Compensation	79
5.9	Proportional e Derivative Gain	79
5.10	PD RWs Controller	80
5.11	Simulator After $[10^\circ; -10^\circ; 50^\circ]$ Manuever	80
5.12	Result Attitude	81
5.13	Trapezoidal Reference Velocity	82
5.14	Parameters Range	83
5.15	Saturation Cases	83
5.16	Limit Case	84

Elenco delle tabelle

3.1	Perfomances PIglide A-653 air bearing [1]	30
3.2	Air Bearing Comparision	32
3.3	Comparision Table Single and Double Plate	35
3.4	Configurations Comparision	36
3.5	Parameters Support Platform	39
3.6	Linear Modules Comparision	45
3.7	Performance CG Control	48
3.8	IMU BOSCH BNO055	50
3.9	RW-35 and RW-25 Comparision	56
3.10	Integrated Platform Parameters	59

Introduction

Negli ultimi anni, i nanosatelliti hanno acquisito un ruolo di crescente rilievo nelle missioni spaziali grazie alla loro capacità di combinare costi ridotti, flessibilità operativa e innovazione tecnologica.

Tuttavia, il controllo dell'assetto rappresenta una delle sfide più critiche per garantire il successo delle loro operazioni. La necessità di sviluppare sistemi di controllo avanzati e di testarli in condizioni realistiche ha portato alla progettazione e alla costruzione di simulatori di assetto, strumenti fondamentali per validare algoritmi e tecnologie prima del lancio.

I sistemi di determinazione e controllo d'assetto (ADCS) comportano la determinazione e il controllo dell'orientamento del satellite in orbita e operano in condizioni di attrito ridotto e micro-gravità che rendono la simulazione e i test di veicoli spaziali a terra un compito impegnativo. La simulazione dell'ADCS è quindi fondamentale per la riduzione dei rischi di missione e per aumentare l'affidabilità del sistema: eseguire simulazioni hardware in the loop (HIL) che coinvolgono l'intero sistema ADCS aiuta gli ingegneri ad avere una migliore comprensione del comportamento del sistema e riduce la probabilità di eventi imprevisti quando i satelliti eseguono le operazioni durante la missione.

Lo scopo di questa tesi è di progettare un nuovo simulatore che permetta di testare l'algoritmo di controllo dell'assetto di nanosatelliti destinati all'Orbita LEO (Low Earth Orbit) nelle migliori condizioni possibili, eliminando disturbi che non si presenterebbero in orbita. Lo studio svolto si concentra sia sul progettare e ottimizzare il simulatore dal punto di vista meccanico, sia sullo sviluppo di un sistema di controllo che garantisca prestazioni affidabili e replicabili. Il lavoro include la modellazione del sistema nell'ambiente di simulazione Simscape Multibody di Matlab, l'implementazione di algoritmi di calibrazione e di controllo di assetto e l'analisi delle deformazioni strutturali sotto carico, utilizzando strumenti come ANSYS.

Il lavoro è stato svolto presso l'Institut Supérieur De l'Aéronautique Et De l'Espace (ISAE-SUPAERO) di Tolosa in Francia ed è solo la fase embrionale di un progetto che prevederà in futuro la realizzazione e la sperimentazione completa di questo testbed che in questa tesi verrà solo teorizzato. L'obiettivo finale di questa è quello di sviluppare una solida base sia a livello hardware che a livello software per lo sviluppo di un banco di prova di simulazione d'assetto pienamente funzionante e che possa superare i limiti di performance di banchi già implementati in letteratura.

Il simulatore, basato su un cuscinetto sferico a bassa frizione e dotato di reaction wheel e altri sistemi di attuazione, consente di studiare il comportamento dinamico e

la stabilità del satellite in diverse condizioni operative ma soprattutto consentirà di replicare le condizioni dinamiche in microgravità per testare la risposta di piattaforme satellitari ai comandi di controllo.

Lo sviluppo di un simulatore d'assetto in ambito accademico avrà anche vantaggi educativi: può fornire infatti agli studenti i mezzi per testare i componenti hardware dell'ADCS, gli algoritmi software e i sottosistemi integrati in un ambiente simulato di microgravità e attrito ridotto. Molti studenti, sia a livello universitario che post-laurea, non hanno esperienza nella progettazione di satelliti, tanto meno nella progettazione del sottosistema ADCS. Pertanto, offrire a quest'ultimi uno strumento per validare i sistemi HIL dopo la progettazione concettuale e le simulazioni è fondamentale per garantire il successo delle missioni satellitari.

In sintesi, questa tesi si propone di contribuire al progresso della tecnologia nanosatellitare, offrendo uno strumento innovativo per migliorare le loro prestazioni e affidabilità, favorendo così una maggiore diffusione e utilizzo di questi dispositivi nel settore spaziale.

Thesis Outline

Capitolo 1 descrive il principio di funzionamento di un simulatore di assetto generico basato su cuscinetto ad aria, con un focus su i disturbi da eliminare durante la simulazione e sull'integrazione dei diversi componenti.

Capitolo 2 fornisce una panoramica dello stato dell'arte dei simulatori di assetto, con particolare attenzione alle caratteristiche comuni e alle differenze.

Capitolo 3 tratta del design del banco di prova con particolare attenzione alle scelte strutturali e ai componenti adottati.

Capitolo 4 illustra l'algoritmo di calibrazione elaborato per ridurre gli effetti della coppia gravitazionale. Sarà costituito da una compensazione trasversale e una verticale del centro di massa.

Capitolo 5 parla nel dettaglio delle simulazioni svolte grazie al modello realizzato su Simscape Multibody, inclusa la sintesi dell'algoritmo di controllo (ADCS) attuato tramite Reaction Wheels sulla piattaforma e della validazione generale del simulatore realizzato.

Capitolo 1

Spacecraft Simulators

La principale difficoltà nella simulazione di satelliti, o di sistemi progettati per operare in ambiente spaziale, deriva dalla differenza fondamentale tra tale ambiente e i laboratori di prova situati a terra: la gravità. In orbita, un satellite si trova in una condizione di caduta libera, che genera ciò che comunemente chiamiamo assenza di peso o, più correttamente, microgravità.

Fin dall'inizio dell'esplorazione spaziale, sono stati ideati e utilizzati diversi approcci per ricreare questa condizione, con l'obiettivo di testare i componenti e addestrare gli astronauti. Per esempio, la NASA ha impiegato piscine per l'addestramento, sfruttando lo stato di galleggiamento neutro. Un altro approccio utilizzato dalla NASA prevede l'impiego di aerei che seguono traiettorie paraboliche: durante il volo, per brevi periodi, gli oggetti all'interno dell'aereo si trovano in una situazione simile alla microgravità.

Tra le altre tecniche adottate ci sono ad esempio la levitazione magnetica, che utilizza campi magnetici per sollevare un componente e ridurre l'influenza gravitazionale o anche la caduta libera da torri apposite, che offre condizioni di microgravità per brevissimi intervalli di tempo.

Tuttavia, nessuno di questi sistemi è realmente adeguato per testare un satellite completo.

Infatti un simulatore di assetto deve essere in grado di garantire:

- Movimento rotazionale non vincolato
- Movimento traslazionale non vincolato (se si considera il moto orbitale)
- Lunghe durate di simulazione, in linea con la durata delle operazioni del regime di assetto testato
- Compatibilità con dispositivi elettronici
- Comunicazione wireless con il modello del veicolo spaziale

Nessuno dei metodi menzionati soddisfa tutti questi requisiti. In primis il galleggiamento neutro richiede che il veicolo sia racchiuso in un involucro impermeabile,

impedendo l'uso dei propulsori. Inoltre, la comunicazione ottica e gli strumenti non funzionano sott'acqua, e la viscosità dell'acqua introduce disturbi che influenzano i test. La levitazione magnetica invece presenta problemi di stabilità, richiedendo almeno un satellite in rotazione e limitando la rotazione attorno ad altri assi a pochi gradi. Inoltre, la presenza di un campo magnetico potrebbe interferire con l'elettronica. I voli parabolici simulano abbastanza bene l'assenza di peso, ma solo per periodi molto brevi e non è possibile effettuare test di guida poiché la piattaforma e il modello del veicolo spaziale si muovono indipendentemente. Infine le torri di caduta introducono forti disturbi aerodinamici e hanno tempi di simulazione molto brevi. In questo caso poi, movimento del modello deve essere analizzato con telecamere ad alta velocità, e i modelli fragili possono subire danni durante la caduta.

Perciò l'alternativa più utilizzata per il test dei modelli a terra sono i cuscinetti ad aria. Questi dispositivi creano un ambiente quasi privo di coppie perturbatrici, risultando ideali per simulare il comportamento dinamico dei veicoli spaziali. Grazie a questa capacità, i cuscinetti ad aria sono ampiamente utilizzati nella ricerca terrestre per lo studio della dinamica e del controllo dell'assetto dei satelliti.

1.1 Air Bearing

Gli air bearings rappresentano strumenti fondamentali per simulare movimenti precisi con attrito trascurabile, utilizzando un sottile film d'aria come lubrificante per isolare meccanicamente la sezione fissa (statore) e quella mobile (rotore). Il principio di funzionamento è analogo a quello dei tavoli da air-hockey: l'aria pressurizzata fluisce attraverso fori nella sezione fissa, creando un film che sostiene il peso della sezione mobile. Grazie a questo meccanismo, il movimento della parte mobile non è vincolato e dipende solo dalla sua massa e dal momento d'inerzia, garantendo un'accurata simulazione dei gradi di libertà richiesti. [2]

Gli air bearings sono disponibili in diverse configurazioni, ognuna progettata per applicazioni specifiche. Nel caso del planar bearing (Figura 1.1), il carico è in grado di muoversi liberamente lungo due gradi di libertà (DOF) nel piano orizzontale del tavolo di supporto. Un'altra configurazione comune è quella degli air bearings sferici (Figura 1.2), che permettono rotazioni lungo 3 DOF, di cui due generalmente limitati dalla geometria del bearing stesso. Infine, la combinazione delle due configurazioni porta agli air bearings ibridi, che possono simulare movimenti lungo 5 DOF totali (traslazione e rotazione), mentre un eventuale sesto DOF, ovvero la traslazione verticale, può essere aggiunto controbilanciando masse. I cuscinetti mostrati nelle figure seguenti fanno parte della linea PIglide di Physik Instrumente, azienda leader nella produzione di soluzioni di precisione per il movimento e il posizionamento.

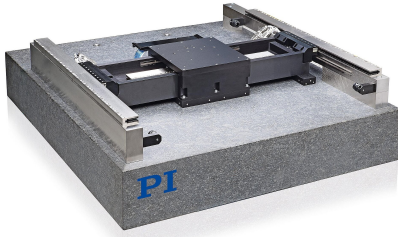


Figura 1.1: Planar Air Bearing



Figura 1.2: Spherical Air Bearing

Nel caso dei cuscinetti sferici, rotore e statore sono porzioni di sfere concentriche, consentendo la rotazione completa attorno all'asse verticale e una rotazione limitata lungo gli altri due assi orizzontali, per un totale di 3 DOF, simulando tutte le modalità di rotazione come mostrato nella Figura 1.3.

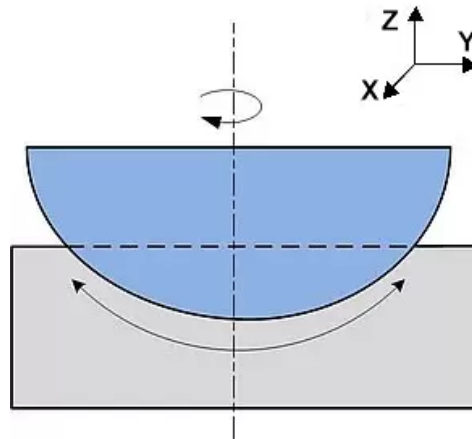
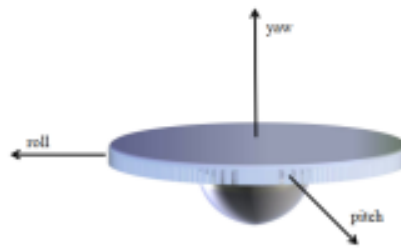


Figura 1.3: Spherical Airbearing DOF

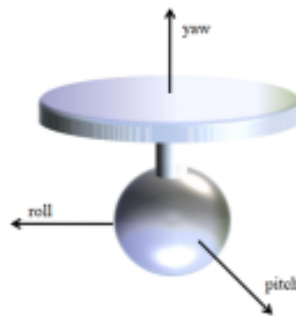
I simulatori di assetto, che richiedono unicamente moto rotazionale, sfruttano prevalentemente gli air bearings sferici, in quanto permettono di ottenere un moto quasi completamente libero.

A seconda delle esigenze mission-specifiche e dei vincoli imposti dal processo di montaggio del simulatore, esistono tre configurazioni principali per i bearing sferici: tabletop, ombrella e dumbbell. La configurazione tabletop, la più semplice ed economica, fornisce un movimento rotazionale non vincolato lungo l'asse di imbardata (yaw) e un movimento limitato lungo gli assi di rollio (roll) e beccheggio (pitch), con un range determinato dalla geometria del bearing. Nel caso in cui l'intervallo di movimento lungo rollio e beccheggio risulti insufficiente, è possibile utilizzare la configurazione ombrella, che aggiunge un braccio di supporto tra il bearing

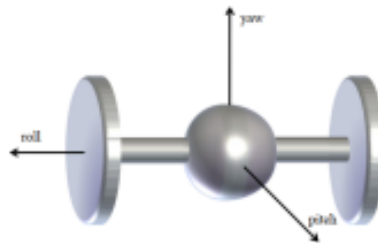
e la piattaforma. Questo aumenta il range di movimento lungo gli assi rollio e beccheggio, ma al costo di una maggiore massa e inerzia, di vibrazioni aggiuntive e di un innalzamento del centro di massa del sistema, che lo avvicina all'instabilità gravitazionale. La configurazione dumbbell, infine, combina due ombrelli per offrire un movimento rotazionale non vincolato lungo gli assi di imbardata (yaw) e rollio (roll), riducendo però il range di movimento lungo l'asse di beccheggio rispetto alla configurazione ombrella. Questo design minimizza le interferenze strutturali all'interno dello spazio di rotazione, garantendo un movimento più fluido e non vincolato lungo due assi.



(a) Tabletop



(b) Umbrella



(c) Dumbbell

Figura 1.4: Possible Spherical Airbearing Configurations

Le prestazioni degli air bearings sferici possono essere valutate attraverso diversi parametri principali come la capacità di carico, il range di movimento libero, l'altezza del centro di rotazione (CR) del rotore, le coppie disturbanti e i requisiti della linea di alimentazione per il flusso d'aria. Questi parametri determinano la qualità complessiva del bearing e devono essere attentamente considerati nella progettazione e nella scelta del sistema.

Load Capacity

La capacità di carico di un cuscinetto ad aria sferico indica il massimo peso che può sostenere senza compromettere la stabilità del film d'aria che separa il rotore dallo statore. Questo film d'aria funge da supporto elastico: quando viene applicato un carico, esso comprime il film, riducendo il suo spessore. Se il carico supera la capacità di supporto del film, la pressione dell'aria non è più sufficiente a mantenere il rotore sospeso, causando il contatto diretto tra rotore e statore.

La capacità massima di carico dipende da diversi parametri, tra cui l'area superficiale del rotore, la pressione che il cuscinetto può tollerare prima di diventare instabile e lo spessore del film d'aria. Una volta determinato il carico massimo in funzione del peso massimo del payload che deve essere trasportato, la selezione del cuscinetto avviene tramite le curve carico-sollevamento, che mettono in relazione la forza di sollevamento con lo spessore del film d'aria. [3]

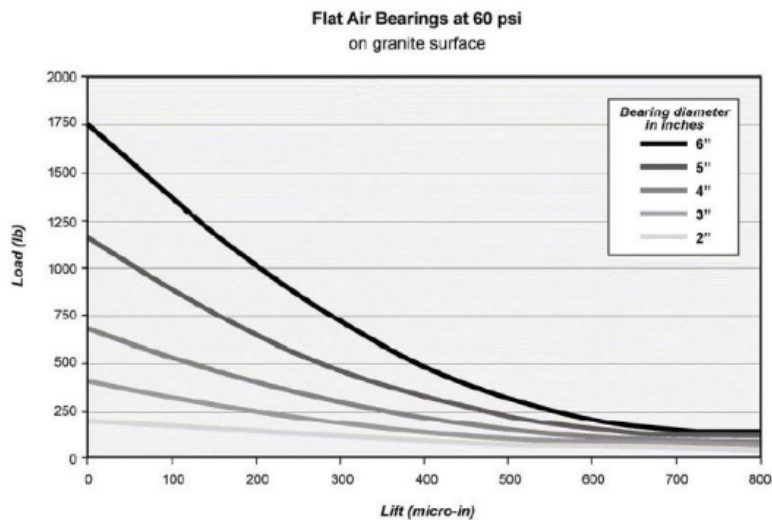


Figura 1.5: Load-Lift Curves for different Air Bearing size

Queste curve definiscono la rigidità del cuscinetto in corrispondenza di un determi-

nato spessore del film. Questa può essere calcolata come la derivata del carico rispetto allo spessore del film. Più il film è sottile, maggiore è la rigidità del cuscinetto, e ciò influisce sulla risposta dinamica del sistema.

Da queste curve, è possibile ottenere informazioni sulla gamma di frequenze delle vibrazioni indotte dal film d'aria, derivanti dalle perturbazioni nel carico da sostenere. Selezionando correttamente le dimensioni del cuscinetto e la pressione operativa, una volta fissato il "valore medio" del carico, è possibile determinare la larghezza di banda delle vibrazioni del cuscinetto utilizzando le curve carico-sollevamento, conoscendo l'ampiezza delle perturbazioni del carico.

Tuttavia, la capacità di carico non è solo una funzione della pressione dell'aria, ma anche delle dimensioni del cuscinetto e della geometria del film d'aria. La progettazione del cuscinetto deve tener conto di questi fattori per garantire un funzionamento stabile ed efficiente. Mentre in teoria è possibile supportare carichi più pesanti con pressioni più elevate, in pratica ciò potrebbe compromettere la stabilità del sistema. Pertanto, è necessario bilanciare attentamente questi parametri per evitare instabilità e garantire il corretto funzionamento del cuscinetto.

Range Of Motion

Esiste un limite all'angolo di inclinazione che un cuscinetto sferico può raggiungere. Dopo questo limite infatti, il flusso d'aria diventa instabile e il rotore non torna alla sua posizione iniziale. La scelta del range di movimento dipende dal tipo di applicazione a cui l'ADCS dovrà far fronte.

Un ampio range di moto può essere ottenuto o aumentando la profondità del cuscinetto, o aumentandone il raggio. La selezione di uno dei due dipende da un compromesso che coinvolge la stabilità del cuscinetto contro i carichi laterali e l'altezza del centro di rotazione (CR). Se il cuscinetto fosse una sfera completa e il carico utile fosse montato all'interno del cuscinetto, sarebbe possibile una rotazione di 360 gradi in tutte le direzioni. Tuttavia, questo sarebbe impraticabile. Non ci sarebbe abbastanza spazio all'interno della sfera per un satellite tipico, e non sarebbe possibile azionare i motori o monitorare l'operazione. Grandi angoli di inclinazione possono essere ottenuti realizzando una sfera quasi completa e quindi con un cuscinetto molto profondo. Tuttavia, ciò comporta un centro di massa (CG) molto sopra il centro di rotazione, richiedendo quindi un contrappeso significativo, come mostrato in Figura 1.6. Per un determinato angolo di inclinazione e capacità di carico, una coppa poco profonda richiede un diametro sferico molto più grande rispetto a una coppa profonda.

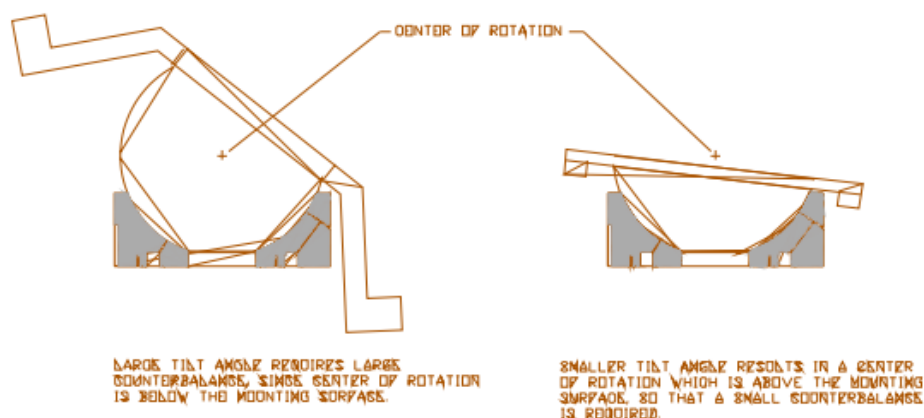


Figura 1.6: Increasing the tilt angle raises the CR, requiring a larger counterweight

Infine per i carichi, un cuscinetto a raggio infinito (che è un cuscinetto planare) ha zero resistenza contro i carichi laterali: se un carico agisce orizzontalmente, spingerà il rotore fuori dalla sua posizione senza la possibilità di tornare autonomamente; mentre un cuscinetto profondo avrà buona stabilità verso quest'ultimi. [4]

Center of Rotation Position

Per simulare l'assenza di peso con un cuscinetto ad aria sferico, è fondamentale che non ci siano forze di richiamo applicate al sistema. In questo modo, riusciamo a garantire che le parti mobili rimangano in qualunque posizione vengano fermate. Questo implica che il centro di rotazione (**CR**) del cuscinetto debba coincidere con il centro di gravità (**CM**) della parte mobile, che comprende il rotore e tutto ciò che vi è posizionato sopra.

Il rotore si comporta infatti come un pendolo. Se il CM si trova sotto al CR del rotore, il pendolo si troverà in una posizione di equilibrio stabile; ogni perturbazione lo farà oscillare attorno alla posizione di equilibrio, corrispondente a CR e CM allineati verticalmente. Più il CM si avvicina al CR più cresce la frequenza di oscillazione, fino a che non coincidono, assumendo una configurazione stabile neutra. Come vedremo nelle sezioni successive, l'algoritmo sviluppato cerca proprio di ricreare questa condizione privilegiata.

Se il CM va sopra al CR allora il sistema si comporterà come un pendolo inverso, per cui avremo una posizione di equilibrio instabile. Pertanto, posizionare un satellite di grandi dimensioni sopra il cuscinetto sposta il centro di gravità verso l'alto: maggiore è il carico da testare, più alto sarà il centro di gravità e, di conseguenza, più alto dovrà essere il centro di rotazione. Per questo motivo, è vantaggioso avere un centro di rotazione elevato, poichè sarà maggiore la disponibilità di masse da poter disporre

sopra la superficie.

Un centro di rotazione alto si può ottenere aumentando il raggio del cuscinetto sferico. Tuttavia, incrementare il raggio comporta una riduzione della profondità della "coppa", compromettendo la capacità di resistere ai carichi laterali. Infatti, la resistenza ai carichi laterali come accennato sopra, è legata all'area della sezione trasversale del cuscinetto in un piano verticale. Ne consegue che esiste sempre un compromesso tra l'altezza del centro di rotazione e la capacità di resistere ai carichi laterali.

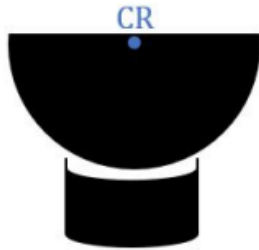


Figura 1.7: CR Deep Bearing

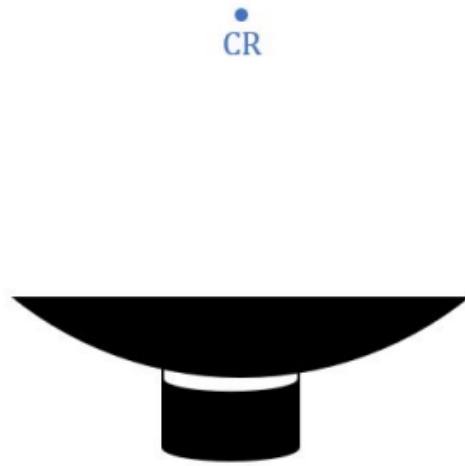


Figura 1.8: CR Shallow Bearing

1.2 Disturbances

Quando si analizzano i disturbi in un sistema, è fondamentale definire con precisione cosa si intenda per "disturbo". La decisione di classificare un fenomeno come disturbo dipende strettamente dagli obiettivi e dai requisiti della simulazione.

Ad esempio, gli effetti del gradiente gravitazionale (la variazione della forza gravitazionale su un oggetto esteso a causa della non uniformità del campo gravitazionale) su una piattaforma con cuscinetto ad aria possono essere considerati disturbi o meno a seconda del contesto della simulazione. Se l'obiettivo è riprodurre l'evoluzione dell'assetto di un satellite in orbita terrestre bassa (LEO), tali effetti devono essere inclusi poiché presenti anche nell'ambiente reale e agiscono sugli stessi fenomeni fisici. Ignorarli comporterebbe un'approssimazione o un errore di modellazione.

Diversamente, nelle simulazioni di manovre di assetto nello spazio profondo, dove i gradienti gravitazionali sono generalmente trascurabili, è necessario compensare o rimuovere tali effetti per ottenere una simulazione più fedele alla realtà. In ogni caso, anche nel contesto di orbite LEO, occorre verificare che l'intensità del gradiente gravitazionale simulato, influenzata dalle proprietà inerziali della piattaforma, sia

coerente con quella effettivamente sperimentata dal veicolo spaziale, rispettando il margine di errore stabilito.

I disturbi che possono agire su un simulatore di assetto basato su un cuscinetto sferico includono forze e coppie indesiderate che alterano il comportamento del sistema. Questi vengono divisi in:

- coppie derivanti dalla piattaforma (sbilanciamento statico e dinamico, anisoeleasticità, instabilità del materiale, gradiente gravitazionale, movimento delle apparecchiature);
- coppie generate dal cuscinetto (disturbi aerodinamici, aria di scarico);
- coppie generate dall'ambiente (smorzamento e correnti d'aria, campi magnetici, vibrazioni, pressione di radiazione)
- coppie generate dal banco di prova (cavi elettrici non modellati, aggiunta o movimentazione di attrezzature, scarica delle batterie)

Queste coppie devono essere limitate, tramite progettazione o sistemi attivi, a una magnitudine che possa essere paragonata ai livelli di disturbo previsti in orbita. Questi livelli sono generalmente dell'ordine di 10^{-6} Nm per un CubeSat 3U, che è un valore estremamente basso da raggiungere in una struttura a terra. [5]

Static Unbalance

Spesso la forma di disturbo più grande in una piattaforma di simulazione d'assetto è la distanza tra il centro di gravità (CG) e il centro di rotazione (CR), che può generare coppie gravitazionali indesiderate. Per ridurre tali effetti, vengono adottate diverse soluzioni.

Una strategia comune consiste nell'utilizzare modelli CAD dettagliati per progettare la piattaforma in modo da minimizzare questa distanza, favorendo configurazioni simmetriche. Tuttavia, quando la piattaforma è progettata per essere versatile e ospitare diversi tipi di strumentazione, la posizione del CG e il tensore d'inerzia possono essere significativamente influenzati dalla distribuzione del carico di test.

In aggiunta, i dispositivi commerciali standard spesso non forniscono modelli CAD di elevata accuratezza, rendendo più complessa la progettazione precisa. Infatti avendo a che fare con un sistema estremamente complesso e costituito da numerosi componenti risulta molto difficile stimare correttamente la posizione del centro di massa dal CAD.

Inoltre c'è anche la necessità di rendere la procedura di bilanciamento automatica. Durante i test, infatti, la posizione dei componenti può variare per diverse esigenze

ed un bilanciamento manuale dopo ogni fase potrebbe richiedere anche diverse ore. Per affrontare queste sfide, sono state sviluppate strategie avanzate che utilizzano masse mobili e algoritmi di bilanciamento per compensare l'offset CG-CR in diverse configurazioni della piattaforma. Questi algoritmi possono basarsi su tecniche come osservazioni in batch, il filtraggio di Kalman o sistemi di controllo a retroazione. Tuttavia, il limite di disturbo per il test dei nanosatelliti è difficilmente raggiungibile: assumendo una massa totale rotante (piattaforma con meccanismo di bilanciamento più CubeSat) dell'ordine di 10 kg, è necessario allineare il CR e il CM fino al livello di 10 nm, se si vuole una coppia dell'ordine di 10^{-6} Nm. Tale valore è ben al di sotto delle prestazioni riportate dei sistemi di bilanciamento automatico esistenti, i quali arrivano massimo ad un ordine superiore. Ciò suggerisce che devono essere compiuti sforzi sostanziali per il bilanciamento della piattaforma, e la sua efficacia dovrà essere verificata successivamente stimando la coppia residua che agisce sulla piattaforma bilanciata.

In questa tesi si parlerà di un algoritmo di bilanciamento automatico che in questo senso potrà rendere la vita più semplice ai ricercatori e ai tecnici che lavoreranno con simulatori di questo tipo.

Elastic Deformations

Anche nel caso di una perfetta compensazione statica del centro di gravità, le proprietà elastiche dei materiali fanno sì che qualsiasi piattaforma con cuscinetto ad aria sia soggetta a disturbi dipendenti dall'assetto. Questo accade perché, durante il bilanciamento statico, si assume che la piattaforma sia un corpo infinitamente rigido con proprietà geometriche immutabili. Tuttavia, sebbene anche le piattaforme spaziali siano caratterizzate da deformazioni elastiche e disturbi, le piattaforme di simulazione d'assetto a cuscinetto ad aria basate a terra sono ulteriormente soggette a deformazioni elastiche causate dal peso sostenuto esclusivamente dall'interfaccia della sfera.

In altri termini, qualsiasi appendice della piattaforma non direttamente sostenuta dal film d'aria è supportata dalle forze strutturali ed elastiche della piattaforma stessa, il che porta a deformazioni. Sebbene tale problema possa essere mitigato con un bilanciamento statico a riposo, la natura dinamica delle configurazioni d'assetto rende queste deformazioni dipendenti dall'orientamento della piattaforma.

Questo effetto è particolarmente evidente nelle piattaforme di tipo "dumbbell", dove appendici lontane dall'area di azione della pressione generano coppie gravitazionali localizzate più elevate, causando deformazioni più marcate e quindi uno spostamento maggiore del CG.

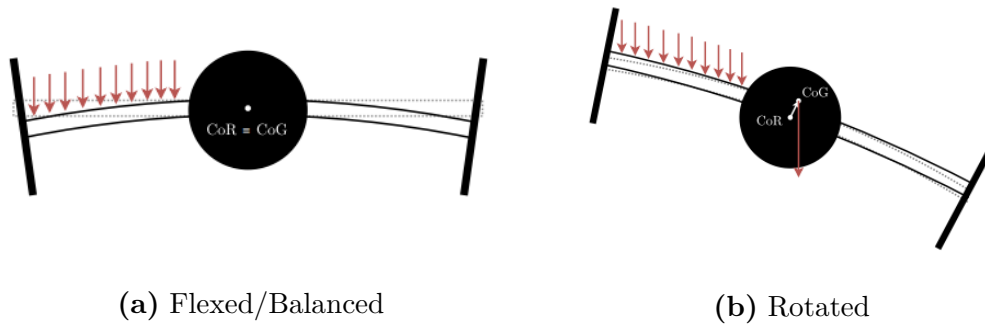


Figura 1.9: CG Displacement due to inflection for dumbbell configuration

La deformazione strutturale della piattaforma rotante dovuta al suo stesso peso è difficile da compensare, poiché rendere una struttura più rigida richiede maggiore peso, creando un circolo vizioso. Tuttavia, un design strutturale efficiente che permette di ridurre al minimo le deformazioni rimane un ottimo approccio al problema.

Aerodynamics Disturbances

Il cuscinetto ad aria può generare disturbi aerodinamici a causa della progettazione e della lavorazione dei canali di flusso dell'aria. Se questi canali non sono perfettamente simmetrici o non hanno la forma ideale, si crea una coppia aerodinamica che fa ruotare il rotore. Questo accade perché la frizione della pellicola d'aria tra il cuscinetto e la superficie è molto bassa, quindi il rotore comincia a muoversi. L'equilibrio si raggiunge quando la forza generata dall'aerodinamica è bilanciata dalla resistenza al movimento offerta dal carico utile.

Un altro problema può derivare da una scarsa evacuazione dell'aria all'interno del cuscinetto, che provoca un flusso d'aria di scarico che colpisce il simulatore. Questo fenomeno può interferire con il funzionamento del sistema. Entrambi questi disturbi, la coppia aerodinamica e l'impatto dell'aria di scarico, possono essere ridotti attraverso una lavorazione precisa dei componenti del cuscinetto e una manutenzione regolare, in modo da garantire un flusso d'aria ottimale e ridurre al minimo gli effetti indesiderati.

La coppia di smorzamento aerodinamico invece, si genera mentre il simulatore ruota nell'aria a causa delle correnti di aria esterne che agiscono sulla piattaforma. Potrebbe non essere conveniente collocarla in una camera a vuoto, ma per ottenere una precisione ragionevole, il simulatore deve essere posizionato all'interno di una sorta di recinto schermato.

Le vibrazioni invece possono essere mitigate con una struttura di supporto adeguata.

Other Sources

Infine, viene valutato l'effetto di altre sorgenti di disturbo minori. In particolare, vengono considerati e discussi i seguenti aspetti:

- disturbi indotti dal campo magnetico terrestre;
- pressione di radiazione;
- scarica delle batterie

Una grande differenza tra le missioni spaziali e l'uso di una piattaforma con cuscinetto ad aria riguarda l'evoluzione temporale del campo magnetico. Nello spazio, infatti, il vettore del campo magnetico varia continuamente man mano che il veicolo spaziale si muove, mentre sulla Terra il campo rimane pressoché costante nei tempi caratteristici delle simulazioni. Per questo motivo, al fine di migliorare la fedeltà delle simulazioni per diverse tipologie di orbite, dispositivi in grado di generare campi magnetici, come le gabbie di Helmholtz, sono spesso utilizzati insieme alle piattaforme con cuscinetto ad aria. Le gabbie di Helmholtz funzionano creando tre circuiti di corrente ortogonali, che permettono di regolare sia l'intensità che la direzione del campo magnetico all'interno della gabbia. Queste possono essere usate sia per eliminare il campo magnetico terrestre che per simularne uno tempo variante. Per i disturbi causati dall'irradiazione luminosa, è naturale considerare la Pressione di Radiazione Solare (SRP) nello spazio. La SRP genera una forza dovuta all'impatto dei fotoni e, se la distribuzione della pressione non è uniforme, può indurre una coppia torcente in base alla geometria del sistema. Per satelliti tipici, i valori di forza associati alla SRP spaziano tra 10^{-8} e 10^{-9} N. Tuttavia, nel caso di piattaforme con cuscinetto ad aria, è utile distinguere tra le sorgenti di luce naturale e i dispositivi di irradiazione, come simulatori solari o sistemi di trasmissione di potenza tramite fasci di luce.

Gli effetti della luce naturale possono essere considerati trascurabili, poiché l'intensità luminosa in ambienti interni è significativamente inferiore rispetto allo spazio, con valori di irradiazione tipici compresi tra 0 e 100 W/m^2 . Al contrario, i simulatori solari, progettati per replicare le caratteristiche spettrali e di intensità del Sole (circa 1000 W/m^2), richiedono una maggiore attenzione. Sebbene la collimazione dei fasci prodotti garantisca una distribuzione uniforme, fattori come asimmetrie della piattaforma o effetti di auto-ombreggiamento, difficili da quantificare, possono introdurre disturbi significativi. Inoltre, ottenere una collimazione perfetta è tecnicamente complesso e rappresenta una fonte potenziale di errore. Bisogna quindi considerare con precisione l'impatto dei simulatori solari nei modelli di simulazione, mentre gli effetti della luce naturale possono essere ignorati senza introdurre approssimazioni rilevanti.

Infine parliamo dello spostamento del centro di massa in seguito alla scarica delle batterie che alimentano i vari componenti durante la manovra. Per mitigare il

problema, una possibile soluzione consiste nell'utilizzare batterie identiche disposte in una configurazione simmetrica. In questo modo, assumendo una scarica uniforme tramite collegamenti in serie o in parallelo, lo spostamento risultante del centro di massa verrebbe annullato. Tuttavia, il cambiamento del CM influenzerebbe anche la matrice d'inerzia. È importante notare, però, che le variazioni d'inerzia dovute alla scarica delle batterie rappresentano un fenomeno presente anche nei satelliti reali. Pertanto, l'inclusione di questo effetto nella simulazione potrebbe risultare vantaggiosa per migliorare la fedeltà del modello rispetto alle condizioni operative reali.

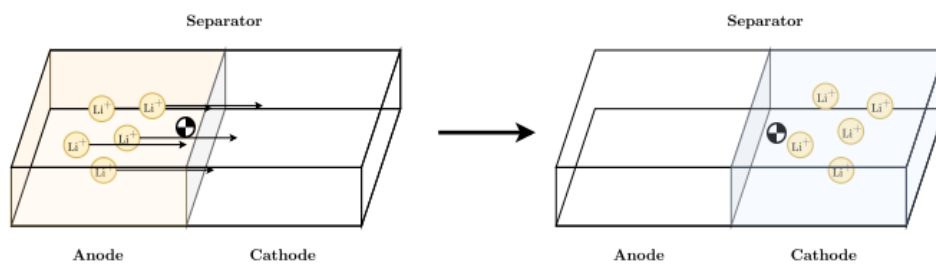


Figura 1.10: CG Displacement due to battery discharge in a Lithium Battery

Per concludere, la Tabella 1.11 illustra le principali coppie di disturbo intrinseche alla piattaforma con cuscinetto ad aria. È fondamentale sottolineare che ottenere una compensazione precisa di tutte le coppie rappresenta una sfida significativa. Di conseguenza, la progettazione del simulatore satellitare implica numerose decisioni critiche per garantire che l'ampio spettro di disturbi non influenzi in modo sostanziale il processo. Infatti, se anche solo alcuni di questi disturbi superano la soglia di trascurabilità, l'intera procedura potrebbe essere compromessa.[5]

Source	Torques	Remarks
Platform	• Static unbalance	Torques arising from the CR-CM offset.
	• Dynamic unbalance	
	• Anisoelasticity	
	• Material instability	
	• Equipment motion	
	• Gravity gradient	
Air-bearing	• Aerodynamic turbine effect	Non-symmetrical airflow and imperfect scavenging may be sources of torques.
	• Exhaust air impingement	
Environment	• Aerodynamic Damping	Most troublesome category of torques to minimize in a simulator configuration.
	• Air currents	
	• Magnetic field	
	• Vibrations	
	• Radiation pressure	
Test system	• Electrical wires to base	Torques arising from the test system configuration.
	• Mass shift in bearings and loose fits	
	• Battery discharge	
	• Reaction jet supply discharge	
	• Replacement of components	

Figura 1.11: Disturbances

1.3 Simulation Environment

Per replicare correttamente le condizioni spaziali e testare il sistema ADCS nella sua interezza, non basta solo ottenere una simulazione con bassa frizione e microgravità. Quando si tratta di validare algoritmi di controllo e modellare fenomeni fisici complessi, ciò che conta non è come il simulatore raccoglie i dati sull'assetto, ma piuttosto si utilizzano IMU e sistemi di guida inerziale per evitare l'aggiunta di hardware extra per la simulazione di fonti esterne. Tuttavia, per condurre un test completo dell'ADCS, è necessario includere riferimenti ambientali che emulino le fonti di dati che i sensori di assetto del satellite usano in orbita. I veicoli spaziali in orbita infatti, solitamente determinano il loro assetto facendo riferimento alla posizione solare o delle stelle fisse, utilizzando sensori solari e star tracker. Un'altra fonte di informazioni utili è il campo magnetico terrestre, che deve essere riprodotto per ottenere un ambiente orbitale completo.

La simulazione della luce solare è relativamente semplice, in quanto può essere realizzata tramite l'uso di una lampada o di un monitor: calibrando correttamente la luminosità, si può ottenere un simulatore solare molto preciso da utilizzare con il sensore solare del satellite. È importante determinare con precisione la distanza tra il monitor e il simulatore, così come la superficie del monitor, per assicurarsi che il

campo visivo del Sole sia correttamente allineato con il veicolo spaziale.

I simulatori di campo stellare, invece, sono più complessi, poiché devono riprodurre una sorgente che cambia in relazione all'orientamento del veicolo spaziale. Circondare il simulatore con un monitor che mostri tutto il campo stellare visibile dal satellite in orbita non è pratico. Tuttavia, l'uso di un monitor più piccolo, capace di aggiornarsi in tempo reale in base all'orientamento del veicolo spaziale, richiede una notevole potenza di calcolo. Pertanto, i simulatori di campo stellare sono una tecnologia relativamente recente, sviluppata quando le capacità computazionali a bordo sono diventate abbastanza potenti da soddisfare le esigenze di tali simulatori.

Inoltre l'infrastruttura di test è spesso dotata di un sistema di visione ad elevata accuratezza come ad esempio telecamere ad alta precisione. Queste sono fondamentali nella fase di stima dell'assetto poiché mediante markers, come ad esempio LED disposti sulla piattaforma, riescono ad ottenere in ogni momento della simulazione l'orientamento esatto del simulatore. Queste camere quindi, integrate con algoritmi di visione computazionale, possono fornire informazioni visive in tempo reale sui cambiamenti nell'assetto della piattaforma simulata e i feedback riguardanti la posizione possono essere utilizzati anche dall'algoritmo di controllo.

Infine abbiamo la gabbia di Helmholtz, che come già discusso precedentemente, è uno strumento fondamentale per la validazione di questi banchi di prova. Le bobine di queste gabbie sono disposte a formare un parallelepipedo o una sfera e le correnti elettriche che vi scorrono all'interno permettono di annullare le componenti del campo magnetico esterno e ottenerne uno al loro interno. Queste permettono quindi di creare un ambiente controllato all'interno del quale svolgere la simulazione.[6]

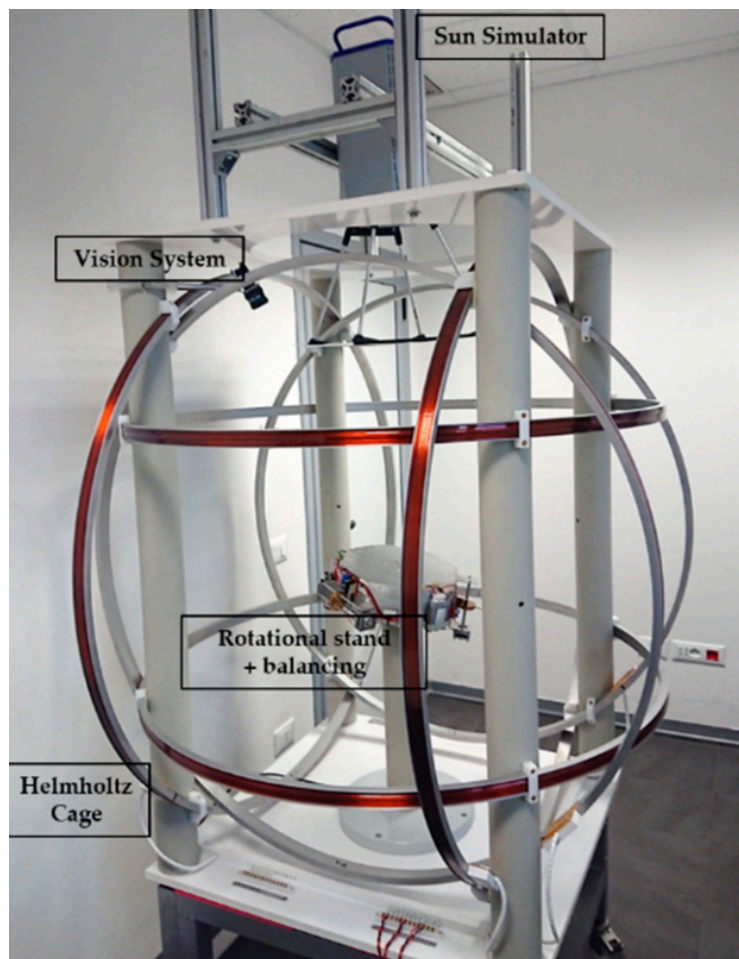


Figura 1.12: Complete Testbed realized at 'Università di Bologna'

Capitolo 2

State Of Art

Sin dal 1960, i simulatori utilizzati per la verifica dell'hardware e del software dei sistemi di determinazione e controllo d'assetto (ADCS) hanno svolto un ruolo fondamentale nello sviluppo aerospaziale. Numerose sono le università e le aziende che nel corso degli anni hanno deciso di investire in questa nuova tecnologia. Col tempo, questi simulatori si sono evoluti passando da strutture rigide e pesanti a apparecchiature sempre più flessibili e capaci di adattarsi ai requisiti della specifica missione.

Di seguito sarà proposta una rapida revisione dei sistemi principali che negli anni hanno contribuito all'innovazione nel settore aerospaziale. A scopo divulgativo sarà riproposta la stessa suddivisione topologica proposta da [7] ma in questo trattato i sistemi su cui porremo l'accento saranno leggermente diversi. È importante sottolineare che questa suddivisione non segue un ordine strettamente cronologico, poiché simulatori di tutte le generazioni continuano a essere sviluppati in base alle specifiche esigenze dei test da effettuare.

2.1 First Generation

La prima generazione di simulatori è costituita in prevalenza da strutture rigide che trovavano larga applicazione in ambito industriale. Il focus in quegli anni si concentrava soprattutto sul payload che questi sistemi potevano testare, in linea con le dimensioni dei veicoli spaziali di quell'epoca. Questa grande rigidità viene spiegata dalla volontà di ridurre al minimo le vibrazioni strutturali per non intaccare i risultati in termini di orientamento. Per la costruzione della struttura di supporto si impiegavano spesso metalli che aumentavano il peso complessivo del sistema. Nonostante queste strutture massicce, spesso venivano raggiunti comunque buoni range di movimento. In questi primi tempi, le università non contribuiscono alla ricerca in questo ambito a causa delle ingenti spese di sviluppo necessarie, abbordabili solo per grandi aziende. In questo contesto, a causa della mancanza di tecnologie avanzate di controllo automatico, il bilanciamento dei simulatori avveniva spesso manualmente. Le masse contrapposte venivano spostate manualmente o regolando

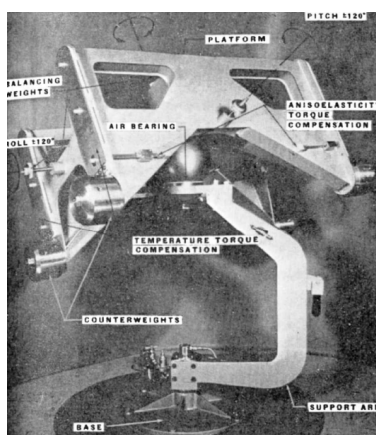
la distribuzione dei carichi sulla piattaforma rendendo il processo particolarmente lungo e borioso e allungando inevitabilmente i tempi di simulazione.

Il primo sistema di cui abbiamo informazioni complete è mostrato nella Fig. 2.1 (a): un cuscinetto ad aria sferico a tre assi sviluppato nel 1959 presso l'U.S. Army Ballistic Missile Agency (questa struttura si è fusa nel NASA Marshall Space Flight Center nel 1960). Questo sistema a forma di ombrello forniva un carico utile di 900 libbre (400 kg) con completa libertà di movimento sul piano di imbardata e un range di ± 120 gradi in beccheggio e rollio. Questa prestazione è impressionante, anche secondo gli standard moderni. [2]

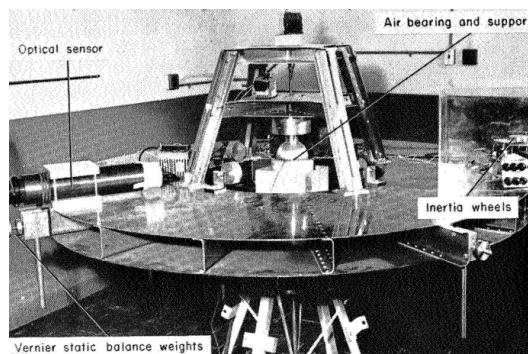
In 2.1 (b) invece, abbiamo una piattaforma costruita nel 1960 presso il NASA Ames Research Center. Questa è sostenuta da un cuscinetto sferico in alluminio con un diametro di 12,7 cm, che ha un collo cilindrico a cui è fissato il telaio della piattaforma. Il cuscinetto poggia su un semicerchio di resina epossidica, inserito in una coppa metallica che riposa su una struttura a quattro gambe ancorata al pavimento. La costruzione sollevata del centro della piattaforma permette che il centro di rotazione sia a circa 7,6 cm sopra il piano di lavoro, riducendo così la necessità di pesi di bilanciamento aggiuntivi per mantenere la piattaforma in equilibrio pendolare mentre vengono aggiunti attuatori per il controllo dell'assetto. Il sistema ha una capacità di carico di 4000 lb e supporta un sensore ottico che fornisce un segnale di errore elettrico quando la piattaforma tenta di deviare da una posizione desiderata. Questo segnale di errore attiva le ruote di inerzia, che generano una coppia per mantenere l'assetto desiderato della piattaforma. Si noti che le ruote sono contenute in una custodia di plastica per garantire che forniscano coppia solo attraverso il loro effetto inerziale, evitando che il loro movimento sia influenzato da attrito con l'aria. [8]

I ricercatori del NASA Ames Research Center hanno utilizzato questi due banchi di prova assieme nello sviluppo delle leggi di controllo per il satellite meteorologico di seconda generazione NIMBUS (con puntamento verso il nadir).

Negli anni '80 e '90 inoltre, queste piattaforme venivano utilizzate per dimostrare le capacità "hit-to-kill" (colpire per uccidere) dei veicoli cinetici (KKV) sviluppati per la Strategic Defense Initiative Organization (SDIO), e successivamente per la Ballistic Missile Defense Organization (BMDO). I simulatori di dinamiche di volo basati su cuscinetti ad aria venivano utilizzati anche per supportare progetti come il razzo leggero esotermico dell'esercito e della marina (LEAP), i Brilliant Pebbles dell'Air Force e i Ground Based Interceptors (GBI) del BMDO. Queste piattaforme erano vantaggiose perché potevano simulare accelerazioni angolari elevate in tempo reale, anche su spostamenti angolari relativamente ampi, supportando prototipi pesanti e ingombranti come i cercatori, i processori di volo e i sensori inerziali. L'uso di componenti reali e prototipi simulati elettromeccanicamente ha permesso simulazioni più precise, in particolare quando si testavano i conflitti di temporizzazione nell'esecuzione del software di controllo a ciclo chiuso. Per dimostrare le capacità



(a) NASA Marshall Space Flight Center



(b) NASA Ames Research Center

Figura 2.1: NIMBUS project Simulators

di manovra dei KKV, sono stati aggiunti ulteriori gradi di libertà alle piattaforme di test. Un esempio è il GBI KKV utilizzava cinque gradi di libertà: tre rotatori, usando un cuscinetto ad aria sferico, e due traslazionali, tramite tre supporti con cuscinetti ad aria. [9]

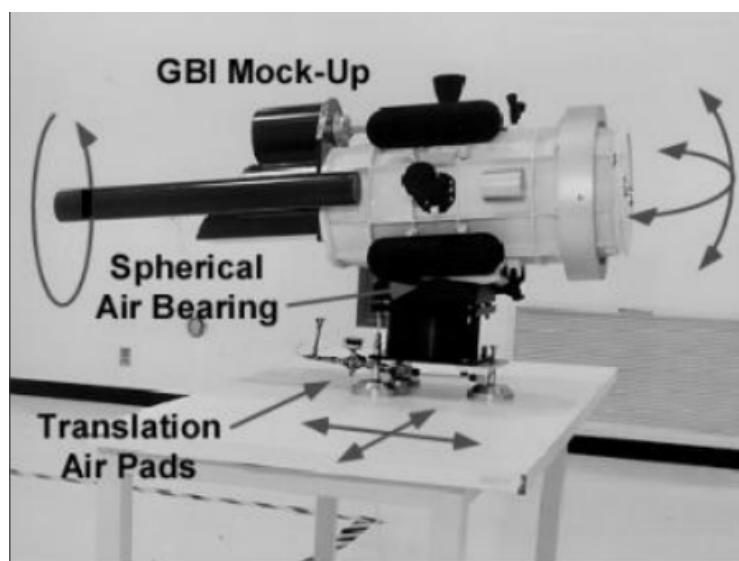


Figura 2.2: GBI Mock-Up

2.2 Second Generation

La seconda generazione di simulatori ha segnato un punto di svolta per le università. Esse hanno assunto un ruolo centrale nello sviluppo di banchi di prova d'assetto sempre più compatti ed economici, progettati per simulare missioni interne e rispondere alla crescente diffusione dei CubeSat e dei piccoli satelliti. Questi progetti accademici hanno fornito un'importante piattaforma educativa per la validazione degli ADCS, consentendo agli studenti di acquisire esperienza pratica nel design e nella validazione dei veicoli spaziali. Questi sistemi, che hanno iniziato a diffondersi nei primi anni 2000, erano caratterizzati da dimensioni ridotte, hardware economico e piattaforme di supporto realizzate con materiali innovativi, come compositi leggeri e fibre di vetro, ideali per payload di massa inferiore.

Parallelamente, le procedure di bilanciamento sono diventate sempre più automatizzate grazie all'uso di piccoli attuatori lineari, controllati da algoritmi di stima per compensare l'offset del centro di massa. Anche le procedure di identificazione del sistema si sono evolute, integrandosi con l'uso crescente di ruote a reazione e giroscopi a momento angolare (CMG), per testare e validare prestazioni come attriti, vibrazioni e precisione. Questa generazione di simulatori ha visto quindi, una maggiore attenzione alla compattezza dei sistemi. In questo trattato porremo l'accento soprattutto sui simulatori di questa generazione sia perchè il sistema progettato tende a rientrare in questa classe sia perchè in essa troviamo i simulatori che hanno maggiormente ispirato questo progetto.

La piattaforma principale a cui facciamo riferimento è il CubeTAS, sviluppata nel 2010 presso la Naval Postgraduate School, principalmente per scopi educativi. È destinata esclusivamente a piccoli satelliti ed è stata utilizzata anche per la validazione di algoritmi di bilanciamento automatico che impiegano solo attuatori lineari per il riposizionamento del centro di massa. Il cuscinetto da tavolo ha una capacità di 40 kg e un intervallo di movimento libero di $\pm 50^\circ$ per gli assi di rollio e beccheggio. Ha la metà inferiore coperta da un emisfero di alluminio, mentre la metà superiore è aperta. Una bobina di Helmholtz che circonda il CubeTAS genera un campo magnetico uniforme. Il server di controllo della bobina di Helmholtz regola l'intensità del campo magnetico in base alla posizione relativa alla Terra. Un sistema di telecamere per il motion capture, con telecamere 3D montate sulla struttura della bobina, fornisce la posizione di riferimento per l'assetto del simulatore.

Il rotore è cavo, offrendo spazio per l'alloggiamento dell'hardware al suo interno, minimizzando l'escursione del CG dovuta al montaggio delle apparecchiature. Il bilanciamento viene effettuato automaticamente tramite tre attuatori lineari perpendicolari e un algoritmo in due fasi distinte che coinvolge un controllore adattativo per l'offset orizzontale e un filtro di Kalman esteso (EKF) per la stima e la compensazione dell'offset verticale. L'obiettivo del design meccanico per il CubeTAS è ridurre l'offset

tra il centro di massa e il centro di rotazione entro i limiti gestibili dal sistema di bilanciamento. Questo come vedremo successivamente sarà sempre un fattore fondamentale. Infatti l'algoritmo di bilanciamento automatico semplifica la vita di chi svolge la simulazione solo se il design iniziale è già abbondantemente corretto e quindi già da CAD abbiamo CG e CR vicini. Infatti se guardiamo agli algoritmi sviluppati in letteratura il range di offset compensabile va da **0.5 mm** a massimo **5 mm**. Si parla di cifre microscopiche che però diventano rilevanti se pensiamo a tutti i componenti leggeri e difficili da modellare adeguatamente da CAD, come ad esempio fili, o alle tolleranze con cui sono prodotti i vari componenti.

Il peso totale è di 4,080 kg, mentre il peso della massa di bilanciamento per ogni direzione, incluso il motore, è di 290 g. Poiché la corsa della massa di bilanciamento è di 30 mm per ciascun lato, l'offset tollerabile del centro di massa è 2,1 mm. [10]

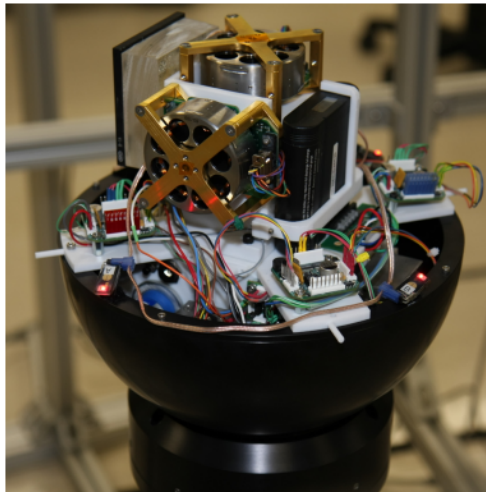


Figura 2.3: CubeTas, Naval Postgraduate School, Monterey, CA

Il secondo riferimento è il simulatore sviluppato nel 2019 dall'Università di Bologna. Esso è costituito da un cuscinetto sferico di tipo tabletop con sopra una piattaforma di alluminio con pareti laterali dotate di elementi radiali che riducono la deformazione. Anche in questo testbed abbiamo gabbia di Helmholtz, sensore solare e telecamere ad alta precisione per ricreare il miglior ambiente di simulazione possibile. Per il sistema di bilanciamento invece, ci sono tre masse scorrevoli azionate indipendentemente da motori passo-passo lungo tre direzioni ortogonali. Ogni massa di bilanciamento ha un peso di 0,11 kg e può essere spostata con una risoluzione di 0,002 mm. Di conseguenza, il sistema ABS è in grado di compensare uno squilibrio residuo massimo di circa 2 mm di ampiezza per un carico di 4 kg. Qualsiasi squilibrio iniziale maggiore deve essere compensato manualmente utilizzando contrappesi. I motori sono controllati da un sistema basato su Arduino, alimentato da batterie. La procedura di bilanciamento è iterativa, verso un bilanciamento sempre più preciso, con ogni

iterazione composta da due fasi. Nella prima fase, viene impiegato un controllo a retroazione per allineare la piattaforma alla direzione verticale locale (bilanciamento planare). Dopo che la piattaforma è stata bilanciata nel piano orizzontale, la seconda fase consiste nell'identificazione dei parametri tramite il campionamento delle oscillazioni libere della piattaforma. Viene formulato un problema dei minimi quadrati per stimare sia l'imbalance residuo verticale, sia i parametri di inerzia della piattaforma. L'offset identificato viene quindi compensato spostando la massa di bilanciamento di conseguenza, e il processo complessivo (bilanciamento planare più identificazione dei parametri) viene ripetuto. Nelle iterazioni successive, solo l'offset verticale residuo viene stimato, assumendo che l'inerzia sia nota. Particolarità del sistema è l'economicità di tutti i suoi componenti, dato che il budget utilizzato è stato di circa soli 20 mila euro. [6]

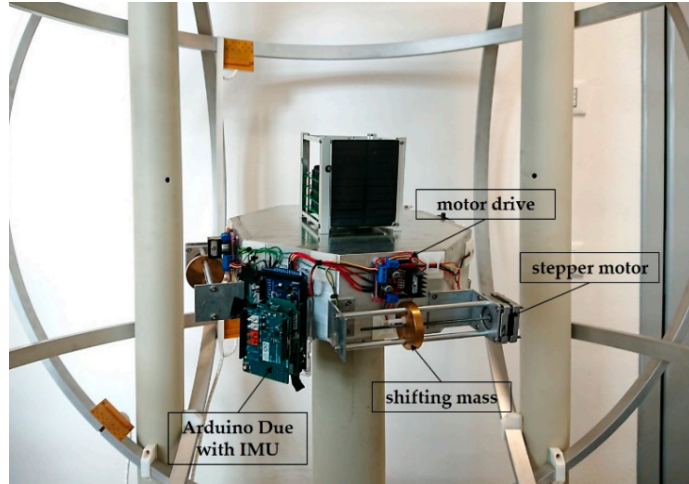
Un altro sistema interessante è STASIS, sviluppato al Politecnico di Milano a partire dal 2018. STASIS fa parte del progetto EXTREMA, il cui scopo è facilitare le attività di progettazione, verifica e validazione dei sistemi di guida, navigazione e controllo (GNC) dei CubeSat per missioni interplanetarie nello spazio profondo. Il progetto è ancora in fase di sviluppo e la struttura sperimentale in costruzione nei laboratori del Politecnico di Milano che ospita STASIS, integrerà altre tre diverse strutture hardware-in-the-loop (HIL) all'interno di un ampio framework di simulazione HIL. La piattaforma è dotata di attuatori per il controllo dell'assetto, 8 masse mobili per il bilanciamento, sensori di misurazione dell'orientamento e un sistema di generazione di energia wireless. Il moto è libero in imbardata e limitato a $\pm 22^\circ$ in pitch e roll. Inoltre, proprio perchè le manovre che STASIS dovrà fare avranno una durata maggiore, simulando lo spazio profondo, la generazione di potenza è un aspetto fondamentale. La simulazione di trasferimenti più lunghi con fattori di accelerazione più leggeri potrebbe facilmente aumentare il numero di batterie a bordo, arrivando a pesare decine di chilogrammi, con sfide considerevoli in termini di bilanciamento e progettazione strutturale della piattaforma. Questo rende l'implementazione di un sistema di trasmissione di potenza wireless l'unica opzione praticabile.

Per fare ciò STASIS utilizza una sorgente di radiazione luminosa in grado di generare continuamente abbastanza radiazione e un sistema di conversione fotovoltaica capace di trasformare la radiazione in arrivo in energia elettrica.

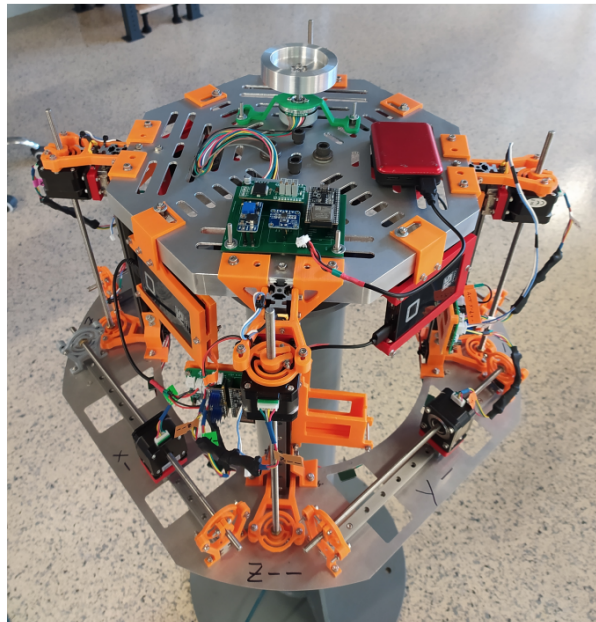
Altra particolarità di questa piattaforma è il suo design senza cavi, in grado di ridurre al minimo le perturbazioni che spostano il centro di massa. La trasmissione di dati ed energia infatti, avviene tramite connessioni scorrevoli e viti conduttive in ottone. Se guardiamo alle masse scorrevoli infine possiamo notare una particolare scelta costruttiva, ovvero utilizzare i motori stepper ad albero cavo come le vere e proprie masse scorrevoli capaci di bilanciare il sistema. Questo permette di ridurre costi e diminuire peso e numero di componenti necessari al bilanciamento.

Nell'immagine sottostante sono illustrate la piattaforma dell'Università di Bologna e

STASIS. Essendo STASIS ancora in fase di sviluppo non è presente il pannello solare che dovrebbe essere sulla sua sommità. Notiamo però la presenza di una reaction wheel dimensionata e progettata ad hoc per manovre di imbardata. [11]



(a) Università di Bologna



(b) STASIS, Polimi

Figura 2.4: 2° Generation Simulators

Infine, parliamo di una struttura avanzata chiamata Facility for Attitude Control Experiments (FACE), sviluppata presso il DLR. Questa utilizza un cuscinetto da tavolo con una capacità di 180 kg e un angolo di movimento libero di $\pm 45^\circ$. La

struttura include ruote di reazione, magnetometri e masse mobili per il bilanciamento della piattaforma, eseguendo inizialmente un bilanciamento manuale seguito da una fase automatica che consente di raggiungere coppie gravitazionali estremamente basse, nell'ordine di 10^{-5} N. La caratteristica distintiva di questo simulatore è il sistema che riproduce condizioni ambientali reali, come il campo magnetico orbitale, l'illuminazione solare e la gabbia che riduce la resistenza aereaodinamica. Ciò è reso possibile grazie a una gabbia di Helmholtz che circonda la piattaforma e genera il campo magnetico desiderato in tempo reale, utilizzando il modello IGRF per la determinazione dell'orientamento. Per simulare l'illuminazione solare, viene impiegato un riflettore a lampada ad alta pressione montato su un treppiede, insieme a un sistema di specchi che supera le limitazioni di un'illuminazione fissa e consente di simulare angoli di illuminazione variabili, come quelli che un satellite sperimenterebbe nello spazio. [12]

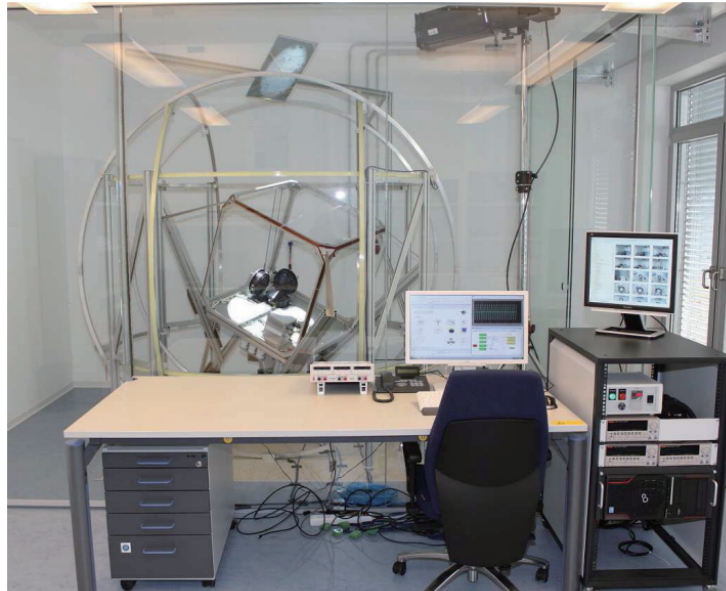


Figura 2.5: FACE Simulator, DLR

2.3 Third Generation

I simulatori di assetto di terza generazione mirano a combinare i benefici di piattaforme più compatte con una maggiore libertà di movimento, permettendo un funzionamento non vincolato lungo tutti e tre gli assi. Parallelamente, stanno emergendo soluzioni più flessibili, progettate per adattarsi in modo dinamico alle necessità specifiche delle missioni. A differenza delle versioni precedenti, che richiedevano confi-

gure e attrezzature dedicate per ogni sistema da testare, questi nuovi simulatori sono progettati per supportare una vasta gamma di carichi utili, modulando le loro caratteristiche di massa e le prestazioni operative in modo ottimale.

Uno dei primi simulatori di terza generazione fu prodotto presso il NASA JPL agli inizi del 2000 ed è mostrato in Figura 2.6. Il simulatore utilizza delle sfere sospese in aria per simulare la rotazione sincronizzata di più veicoli spaziali autonomi per rappresentare il volo in formazione. Ogni veicolo spaziale modello è sospeso grazie a un cuscinetto sferico ad aria, che lo tiene levitante senza contatto fisico con la superficie.

Per il controllo della rotazione, ogni veicolo è equipaggiato con sensori (laser, sensori ottici e trasmettitori a infrarossi) e motori a corrente continua (DC) associati a volani, che consentono di regolare la velocità angolare. Uno di questi veicoli è designato come 'leader', e gli altri sono i 'follower', i quali devono ruotare sincronizzati con il leader. Ciascuno di essi misura due eventi: il suo sensore colpito dal fascio laser dell'altro e il sensore dell'altro colpito dal suo fascio laser; la comunicazione avviene tramite trasmissione IR. In questo modo, ogni veicolo spaziale ottiene informazioni sul suo periodo di rotazione e su quello dell'altro satellite, consentendo il controllo della velocità di rotazione. Il movimento della sfera viene generato dal motore a corrente continua, il cui statore è fissato alla parte inferiore della sfera e il cui rotore è connesso a un volano. Il volano, a sua volta, consente di stabilizzare la rotazione e mantenere un controllo preciso. [13]



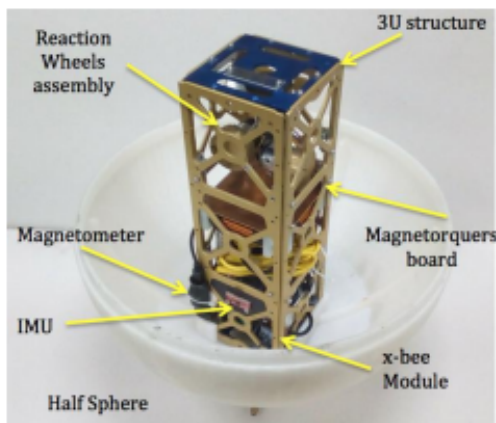
Figura 2.6: Modelli di simulatori al JPL

La crescente diffusione dei CubeSat e dei microsatelliti ha favorito l'evoluzione dei simulatori a cuscinetti sferici, grazie alle ridotte dimensioni dei satelliti che li rendono facilmente adattabili a una configurazione appunto sferica. Di solito,

i satelliti infatti non sono collocati all'interno del simulatore; solo il sistema di determinazione e controllo dell'assetto (ADCS) con le caratteristiche inerziali della navetta sotto test viene riprodotto, solitamente tramite masse di zavorra. Se in passato quindi, i simulatori comprendevano principalmente solo pochi componenti elettronici all'interno di un involucro sferico, le nuove piattaforme sono progettate per includere l'intero modello di satellite.

Un esempio di testbed con cuscinetto sferico è stato sviluppato presso l'UNAM, con l'obiettivo di ottimizzare la massa del carico utile e aumentare la libertà di movimento. In questo sistema, un involucro sferico stampato in 3D circonda un CubeSat 3U e galleggia sullo statore del cuscinetto, consentendo un movimento di $\pm 180^\circ$ lungo tutti gli assi del satellite. I comandi per gli attuatori, che includono ruote di reazione e torquer magnetici, vengono inviati tramite comunicazione wireless.[14]

Infine, per terminare questa carrellata sullo stato dell'arte, parliamo di un nuovo approccio per creare un ambiente senza attrito che venne sviluppato presso il CSEM nell'ambito di un progetto dell'ESA. Questo approccio prevede l'innovazione del cuscinetto sferico, il quale viene trasformato in un cuscinetto magnetico sferico, denominato "Reaction Sphere". In esso, il rotore sospeso viene mantenuto in levitazione grazie alla forza magnetica generata dalla combinazione dei poli dello statore e del rotore. La Reaction Sphere utilizza un motore a magneti permanenti tridimensionale, con un rotore e uno statore multipolari dotati di 20 poli, disposti secondo la geometria di un dodecaedro. Questo sistema è progettato per diverse applicazioni, con l'obiettivo di sostituire le tradizionali ruote di reazione nei satelliti. Invece di utilizzare tre ruote per il controllo su ciascun asse, la Reaction Sphere integra queste funzioni in un unico dispositivo controllato da un solo motore elettrico. Inoltre, il dispositivo può essere impiegato come cuscinetto in simulatori di assetto, con il modello del satellite racchiuso nel rotore, purché l'involucro del rotore protegga adeguatamente il modello dal campo magnetico generato. [15]



(a) UNAM Testbed



(b) CSEM Reaction Sphere

Figura 2.7: 3° Generation Simulators

Capitolo 3

Testbed Design

In questo capitolo entreremo nel vivo del processo di progettazione del nostro simulatore di assetto. Il design sarà condotto con l'intento di creare un banco di prova versatile ed efficace per i sistemi ADCS dei piccoli satelliti. Il capitolo illustrerà la scelta e il dimensionamento dei vari sottosistemi del banco di prova e la loro integrazione. L'obiettivo è appunto creare una piattaforma che possa essere facilmente integrata con differenti modelli in un certo range di masse ed inerzie. In particolare discuteremo delle scelte fatte riguardo:

- Cuscinetto e Piattaforma di Supporto
- Guide e Attuatori
- Sensori, Power Supply ed Elettronica
- Reaction Wheels

Nella prima parte del capitolo andremo quindi a parlare delle strutture di supporto fondamentali su cui il simulatore si basa, per poi passare al sistema di bilanciamento e ai dispositivi che lo realizzano sia in direzione verticale che sul piano. Seguirà una breve trattazione riguardo l'elettronica ed infine saranno mostrate le ruote di reazione che costituiscono il sistema di controllo scelto per validare la piattaforma. Nella sezione relativa all'elettronica tuttavia, saranno illustrate delle soluzioni tipiche riguardanti sistema di acquisizione, power supply e moduli di gestione dell'energia, già adottate in letteratura. Questo permette di suggerire alcune scelte che possono risultare valide, essendo lo studio puntuale di questi componenti non compreso in questo trattato e rimandato a sviluppi futuri. Come espresso in precedenza, si ricorda infine che lo scopo di questo trattato è l'ideazione e la progettazione generale del simulatore; la progettazione dettagliata e la realizzazione vera e propria faranno riferimento agli argomenti di questa tesi e seguiranno nella fase di sviluppo successiva.

3.1 Support Structures

3.1.1 Air Bearing System

Il cuscinetto ad aria scelto per sostenere la piattaforma è il PIglide HB A-653 dell'azienda tedesca Physik Instrumente. I cuscinetti della serie PIglide consentono applicazioni uniche di posizionamento e simulazione nei settori della ricerca e dell'industria. Questi offrono un'eccellente capacità di carico e rigidità, garantendo al contempo un movimento intrinsecamente privo di attrito su tre assi rotazionali. Nella figura 3.1 viene mostrato il modello CAD del rotore ricavato attraverso il software CATIA V5, mentre le sue caratteristiche generali sono elencate nella tabella 3.1. Con l'acquisto verrà fornito anche il kit di preparazione dell'aria.

PIglide A-653 Air Bearing		
Diameter	[mm]	200
Rotor mass	[kg]	1,8
Load capacity	[kg]	80
Range of free motion	[°]	±45
Inertia - Horizontal axis	[kgmm ²]	580
Inertia - Vertical axis	[kgmm ²]	580
Rated supply pressure	[psi]	75-80
Air Consumption	[L/min]	28
Air quality	[]	ISO 8573 3 class
Aerodynamic drag	[μNm]	25

Tabella 3.1: Performances PIglide A-653 air bearing [1]

La capacità di carico del cuscinetto appare superiore a quanto richiesto per questa tesi, mentre non ci sono limitazioni imposte per quanto riguarda la capacità di carico minima. Il rotore è fatto di alluminio anodizzato, materiale estremamente duro, resistente e con ottima resistenza all'usura. Questo assicurerà un'elevata vita utile al componente.

Il modello A-653 è stato scelto poichè innanzitutto permette una libertà di movimento maggiore rispetto a cuscinetti di altre compagnie. Un'escursione angolare in direzione orizzontale di 45° infatti ci assicura un ottimo range di movimento. Inoltre anche massa ed inerzia risultano essere molto basse. Ciò aiuta a garantire che il sistema di test simuli il comportamento e le caratteristiche effettive del satellite nel modo più fedele possibile. Per quanto riguarda il diametro invece, il valore di 200 mm risulta essere un po' restrittivo. Come vedremo nelle fasi successive della progettazione infatti, i componenti dedicati al bilanciamento trasversale saranno alloggiati

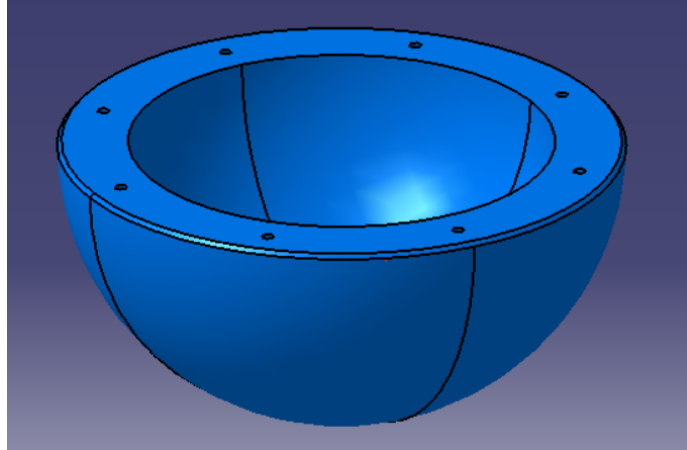


Figura 3.1: A-653 PIglide CAD model

nella calotta emisferica del cuscinetto. Se avessimo tutti e 200 i millimetri sfruttabili per disporre componenti all'interno in realtà non sarebbe un grosso problema e non intaccheremo più di tanto le prestazioni dell'algoritmo di bilanciamento. Tuttavia il modello PIglide A-653 ha uno spessore non indifferente di 25 mm che limita notevolmente lo spazio accessibile. Tuttavia la Physik Instrumente permette di acquistare soluzioni personalizzate, per cui realizzare un cuscinetto delle stesse dimensioni ma con spessore ridotto, seppur con un aumento di prezzo, non è un problema. Questa riduzione sarà accompagnata da una diminuzione di rigidità. Tuttavia, essendo il materiale comunque molto resistente ed essendo il design della piattaforma volto alla maggiore leggerezza possibile, questo calo non risulterà preoccupante ai fini strutturali. In seguito ad una semplice analisi strutturale statica svolta in ANSYS infatti, vediamo che la deformazione massima presso il bordo interno dell'emisfero con uno spessore di 5 mm per un carico di 100 N è dell'ordine di 10^{-6} mm come mostrato in figura 3.2.

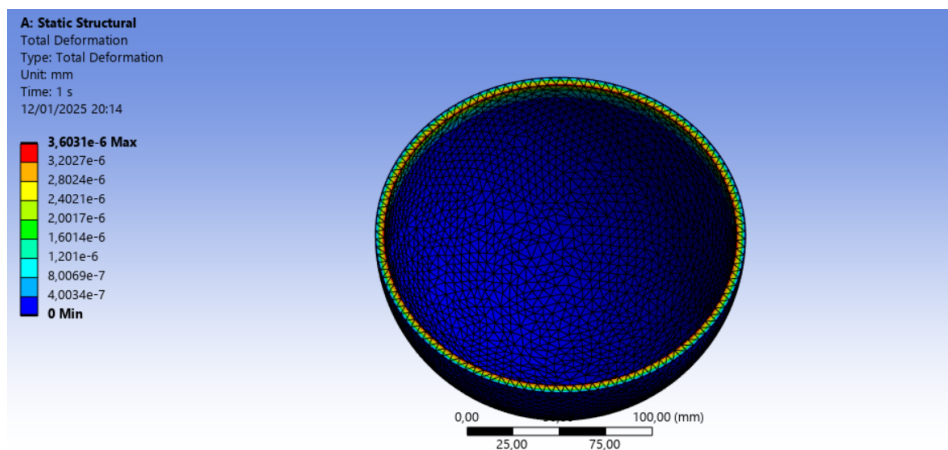


Figura 3.2: Costum Bearing Load Analysis

Capitolo 3 Testbed Design

Se con il cuscinetto di fabbrica riusciamo ad avere una corsa delle masse in direzione verticale di ± 20 mm, con un cuscinetto di 5 mm di spessore riusciamo ad avere corse di circa ± 30 mm. Se prima riuscivamo quindi a compensare un offset lungo Z di ± 1.8 mm, in questo modo possiamo arrivare ± 2.6 mm. Queste cifre, che potrebbero sembrare irrisorie, sono conformi ai valori raggiunti dai numerosi algoritmi che popolano la letteratura. Inoltre ci sarà anche molto più spazio all'interno della calotta per l'alloggiamento di altri componenti come batterie e schede e per la struttura di supporto. Infine, un'ulteriore guadagno associato sarà dato dalla riduzione della massa e quindi dell'inerzia totale della struttura.

Lo stesso sistema CubeTas realizzato alla Naval Postgraduate School ha utilizzato una soluzione su misura per incrementare le prestazioni del simulatore.

La Tabella 3.2 mette a confronto le caratteristiche investigate nei due dispositivi. La crocetta indica la soluzione migliore per data caratteristica. Ricordiamo che la minor rigidezza fornita dal cuscinetto costum è comunque accettabile agli scopi del nostro simulatore.

	Industrial Air Bearing	Custom Air Bearing
Inertia		✓
Weight		✓
Internal Space		✓
Vertical Balance		✓
Maintainability and Management		✓
Stiffness	✓	
Cost	✓	

Tabella 3.2: Air Bearing Comparision

Da qui in poi quindi prenderemo il cuscinetto costum come riferimento per il design del simulatore.

Cio' non vieterà in futuro, se dovessero cambiare requisiti e esigenze di progetto, di poter usare anche il cuscinetto di fabbrica essendo immediata la sostituzione sia sul modello CAD che nelle simulazioni svolte in Simscape.

Il cuscinetto sferico ad aria viene spesso utilizzato insieme a un supporto a piedistallo per sollevare la piattaforma di test dal suolo e fornire lo spazio necessario affinché il satellite in prova possa ruotare e inclinarsi liberamente. In particolare, il piedistallo A-653.PED è progettato per ospitare e supportare adeguatamente il modulo a cuscinetto d'aria da noi selezionato, assicurando che l'aria pressurizzata possa essere distribuita uniformemente e mantenendo la stabilità del sistema durante il funzionamento.

A questo piedistallo, infatti, sarà connesso il compressore che pomperà aria pressuriz-

zata tramite i fori della tazza del cuscinetto alla pressione di esercizio, generando il film che sosterrà il rotore.



Figura 3.3: Pedestal and Air Bearing

3.1.2 Platform

Successivamente, la progettazione si è concentrata sul supporto su cui devono essere montati i componenti del simulatore. Poiché l'A-653 è un cuscinetto emisferico, la configurazione scelta per il tavolo di supporto è del tipo "tabletop", con una piastra direttamente fissata al cuscinetto. I requisiti che la piastra deve soddisfare sono:

- ospitare un modello di nanosatellite e l'equipaggiamento del sistema ABS, garantendo 3 DoF con ampie rotazioni;
- limitare la coppia anisoelastica dell'ordine di 10^{-6} Nm;
- minimizzare il peso e il tensore di inerzia.

Considerando che il banco di prova è progettato per CubeSat, sono state analizzate due configurazioni per la piastra di supporto.

La prima opzione prevede l'utilizzo di un'unica piastra su cui installare tutti i componenti. Questa soluzione, semplice e ampiamente diffusa in letteratura, permette di mantenere i componenti vicini al centro di rotazione del cuscinetto, riducendo così l'inerzia della piattaforma. Tuttavia, presenta alcune problematiche: tutti i componenti sono montati sopra il CR, aumentando la posizione del baricentro della piattaforma. Questo, insieme al modello del satellite posizionato sulla piastra, può causare instabilità gravitazionale difficile da compensare non avendo a disposizione spazio sotto.

La configurazione dovrebbe quindi consentire il posizionamento di alcuni componenti sotto il CR per migliorare la robustezza contro l'instabilità. Inoltre, seppur questa configurazione potrebbe ridurre la massa totale del sistema, limita anche lo spazio disponibile per la collocazione dell'equipment necessario (elettronica, sensori...).

Per il bilanciamento orizzontale invece saremmo costretti ad inserire solo una massa scorrevole per ogni direzione limitando il range compensabile rispetto ad una configurazione con più masse. Inoltre, essendo la configurazione, per vincoli di spazio, asimmetrica, anche trovare una posizione di equilibrio di partenza per il bilanciamento iniziale risulterà più complesso. Infine, il bilanciatore verticale in questa configurazione, potrebbe comportare vibrazioni significative o un aumento dell'inerzia se fissato ai bordi della piastra.

La seconda configurazione prevede una piastra superiore più piccola combinata con una piastra inferiore di forma anulare, posizionata sotto il CR del cuscinetto e destinata a ospitare i componenti della piattaforma che non appartengono al modello del satellite. Questa configurazione migliora la stabilità della piattaforma e consente un primo bilanciamento verticale approssimativo, poiché la distribuzione della massa superiore può essere compensata dai componenti distribuiti sulla piastra inferiore. Inoltre, in questo modo i bilanciatori orizzontali possono essere comodamente disposti sulla piastra inferiore in maniera simmetrica e con la possibilità di sfruttare una corsa maggiore rispetto ad una collocazione sulla piastra superiore. I bilanciatori verticali invece potrebbero essere integrati come collegamento strutturale tra le due piastre. Tuttavia si è pensato ad una struttura di collegamento con aste verticali inclinate che consentono di sfruttare il range di movimento libero del cuscinetto nella sua totalità. Infatti aste verticali causerebbero urti meccanici con il piedistallo del cuscinetto dopo un determinato angolo di inclinazione. Per questo in una configurazione di questo tipo, come già accennato in precedenza, le masse scorrevoli verticali alloggeranno all'interno della calotta sferica, riducendo l'inerzia e sfruttando al massimo lo spazio disponibile. Inoltre, avendo più di un supporto a disposizione, la configurazione apparirà più versatile ed adattabile a test ed esigenze diverse.

Un ulteriore vantaggio è il disaccoppiamento meccanico tra gli strumenti della piattaforma e i dispositivi del modello del satellite, migliorando la simulazione dell'ambiente spaziale grazie alla riduzione delle vibrazioni trasmesse.

Tuttavia, questa configurazione comporta un aumento della massa del sistema, poiché richiede due piastre anziché una, e una maggiore inerzia, dovuta alla massa

posizionata più lontano dal CR. Inoltre, le aste di collegamento tra le piastre devono essere leggere ma sufficientemente robuste per ridurre i disturbi meccanici.

Per aiutare la scelta di una configurazione rispetto ad un'altra, abbiamo assegnato un peso alle caratteristiche significative che guidano la selezione e un punteggio relativo a entrambe le soluzioni progettuali. La Tabella 3.3 mostra quanto appena detto.

Parameters	Single Plate	Double Plate	Weight
Compactness	5	2	1
Stiffness	5	2	1
Weight	4	1	1
Versatility	1	3	2
Inertia	4	2	2
Stability	1	4	3
Available Space	2	5	3
Score	33	42	

Tabella 3.3: Comparision Table Single and Double Plate

Il peso di ogni parametro varia da 1 a 3, mentre i punteggi vanno da un valore minimo pari ad 1 ad un massimo di 5. Questo metodo, anche noto col nome di Decision Matrix Method, è un approccio strutturato per valutare e selezionare la migliore alternativa tra diverse opzioni basandosi su più criteri. Lo score finale per ogni configurazione viene calcolato in maniera diretta sommando il prodotto del punteggio per il peso, per ogni caratteristica valutata.

Valutando quindi i due score si è optato per la configurazione che prevede una piastra superiore ed una inferiore. Entrambe le piastre devono essere dimensionate per fornire spazio sufficiente per l'alloggiamento dell'attrezzatura: la piastra superiore per il modello del veicolo spaziale e l'elettronica, mentre quella inferiore per i bilanciatori e le batterie. Per quanto riguarda la piastra superiore, poiché deve ospitare il modello del veicolo spaziale con tutti i sensori e attuatori, deve essere abbastanza robusta da evitare vibrazioni e tremori che potrebbero influenzare i test ADCS. La robustezza deve essere ottenuta minimizzando la massa e l'inerzia della piastra e mantenendo il design simmetrico per evitare spostamenti orizzontali dell'offset CG-CR. Per la forma si è optato per una piastra ottagonale per avere una geometria assialsimmetrica e allo stesso tempo solida, adatta a supportare, sempre in maniera simmetrica, gli innesti verticali di collegamento alla seconda piastra. Tuttavia anche qui, ci si è trovati davanti ad un bivio per quanto riguarda il dimensionamento. Infatti sono state valutate anche qui due possibili configurazioni e il confronto tra i parametri di

interesse è mostrato nella Tabella 3.4.

	Light Configuration	Heavy Configuration
Upper Plate Thickness [mm]	6	10
Lower Plate Thickness [mm]	4	6
Lower Plate Width [mm]	500	600
Diameter [mm]	300	400
Mass [Kg]	1.68	3.8
CG Height [mm]	19.5	9.44
Horizontal Inertia [Kg/m ²]	0.020	0,058
Vertical Inertia [Kg/m ²]	0.033	0.095
Maximum Deformation [mm]	0.07	0.01
First Mode Frequency [Hz]	119	200

Tabella 3.4: Configurations Comparision

La prima appare molto più leggera poichè lo spessore della piastra principale è di soli 6 mm e il diametro di 300 mm. Ovviamente in questo modo riduciamo i valori dell'inerzia, ma potremmo incappare in una struttura non troppo rigida per alcuni tipi di applicazione e con uno spazio per allocare i componenti non adeguato. Inoltre avere un CG più basso ci permetterebbe di stipare tanti componenti sopra alla piastra senza incappare nel rischio di instabilità gravitazionale.

Ciò che non vediamo tuttavia dalla tabella è lo spessore degli innesti verticali, i quali in questa soluzione appaiono più snelli. Questo potrebbe comportare vibrazioni eccessive durante le simulazioni e lo vediamo anche dalla frequenza naturale del primo modo, che pur essendo onorevole, cala rispetto all'altra configurazione.

La seconda soluzione sarà invece più massiva ma allo stesso tempo più compatta, rigida e permetterebbe di disporre di uno spazio di utilizzo maggiore. Adottando delle aste verticali rinforzate, anche la resistenza alle vibrazioni sarà migliore. Il prezzo da pagare sarà però un consistente aumento della massa e consecutivamente dell'inerzia associata.

Per quanto riguarda le deformazioni massime, per entrambe le soluzioni progettuali saranno concentrate al centro dei lati della piastra inferiore. Questo risultato, che segue da un'analisi strutturale svolta mediante ANSYS, risulta plausibile se si pensa agli attuatori e alle masse scorrevoli che sono localizzate proprio in quelle zone.

Dopo attente considerazioni, si è optato per un **trade-off** tra le due soluzioni. Abbiamo cercato infatti di prendere gli aspetti positivi dell'una e dell'altra per creare la soluzione progettuale che potesse soddisfare maggiormente i nostri requisiti. Nella Figura 3.5 è mostrato il CAD della configurazione scelta. Ovviamente essa è il risultato di un processo iterativo, in cui i parametri geometrici della struttura sono

stati continuamente affinati e verificati, anche in seguito ad analisi strutturali per ottenere la struttura migliore possibile per i nostri scopi.

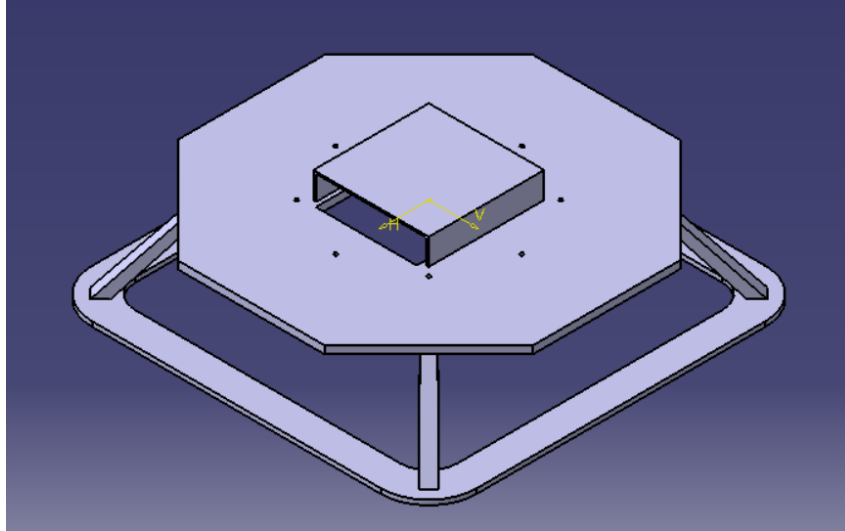


Figura 3.4: Support Platform

La piastra superiore, che rappresenta l'interfaccia con il rotore, sarà costituita da uno strato di 8 mm di alluminio, progettato per supportare i carichi della piattaforma indotti dal moto rotatorio senza deformazioni che potrebbero alterare la distribuzione di massa del simulatore.

Come materiali erano stati vagliati alluminio e fibra di carbonio per il design scelto. Sebbene l'alluminio sia più pesante, offre una soluzione semplice, che garantisce comunque elevata robustezza alla struttura ma soprattutto più economica. Il diametro scelto sarà pari a 400 mm, lo spessore della piastra inferiore di 5 mm e le aste inclinate saranno blocchi di alluminio di lato 13 mm.

Inoltre, il rialzo centrale è alto circa 30 mm ed è fondamentale poichè consente di incrementare la corsa delle masse lungo la verticale, allargando lo spazio utile anche oltre la calotta emisferica. Anche lo scavo presente sotto sarà molto utile nell'assemblaggio del simulatore poichè consentirà il collegamento tra ciò che è sopra la piastra e i componenti stipati dentro al cuscinetto. Il rialzo offre inoltre uno spazio centrale per collocare il Cubesat testato, il quale sarà quasi sicuramente la massa più grande e posizionarla in una posizione decentrata avrebbe solo svantaggi in termini di bilanciamento. Il satellite tuttavia potrà anche essere solo simulato dalle ruote di reazione ed in quel caso per avvicinare CR e CG si potranno utilizzare anche semplici masse dummy. L'accoppiamento tra questa struttura e il rotore avviene tramite i fori come vediamo nella figura.

La piastra inferiore non ha particolari requisiti strutturali, poiché deve solo fungere da piastra di supporto fissata al resto del testbed. In questo contesto, il requisito

principale è la minimizzazione della massa e dell'inerzia, nonché la simmetria del design e la possibilità di montare l'attrezzatura in modo simmetrico. Tuttavia, essendo che qui andranno collocati i vari attuatori e bilanciatori orizzontali è bene avere comunque una struttura solida; e per questo sono stati scelti 5 mm come spessore. Questo ci consente anche di attaccare qualche componente come ad esempio controllori dei motori e batterie direttamente qui sotto, senza creare connessioni complesse tra i due livelli tramite cavi. La resistenza strutturale della piattaforma è stata validata attraverso il software di simulazione ANSYS e i risultati sono osservabili nella figura seguente.

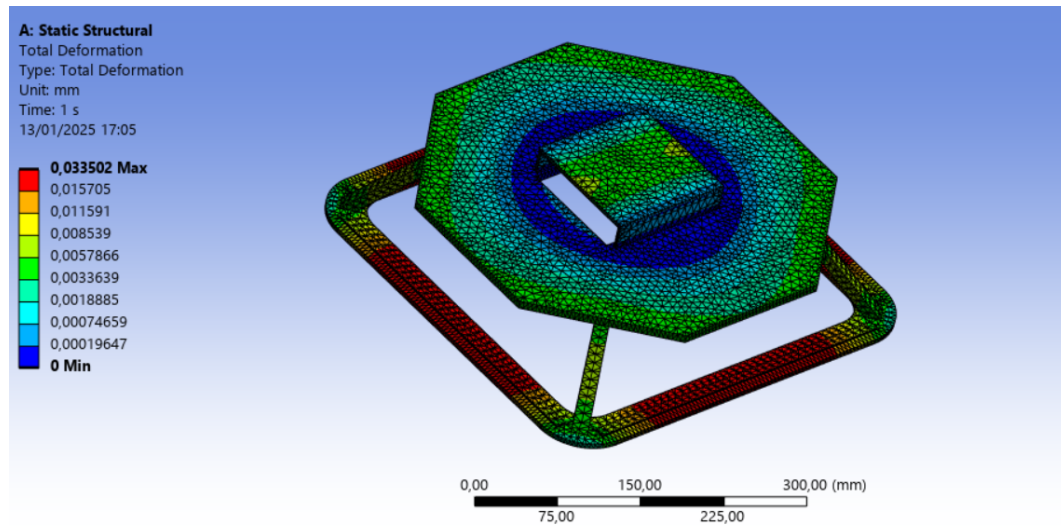


Figura 3.5: Static Structural Analysis

Le condizioni di carico prescritte consistono in un carico uniformemente distribuito, che simula il peso proprio della piattaforma, e masse concentrate puntuali. Queste ultime mirano a tenere conto della deformazione della piattaforma dovuta al peso delle altre apparecchiature presenti su di essa. In questo studio è stato quindi simulato un carico di circa 100 N sulla parte superiore della piattaforma con un coefficiente di sicurezza rispetto alle applicazioni classiche a cui andrà incontro di circa 2. Sui lati della piastra inferiore abbiamo immesso forze relative a motori e masse di bilanciamento ed è stato inserito anche un carico pari a 10 N sulla superficie inferiore di questa piastra per simulare una configurazione in cui le batterie dei motori sono attaccate sotto. La condizione al contorno è stata definita come incastro lungo un bordo interno con diametro uguale a quello della semisfera di supporto. Il software ci permette di visionare la posizione del centro di massa dopo la deformazione e quindi stimare la coppia anisoelastica residua, la quale sarà anche sotto all'ordine dei 10^{-6} Nm.

Come già accennato vediamo che la struttura reagisce bene ai carichi, essendo il mas-

simo della deformazione pari a 0.033 mm, valore largamente accettabile ed essendo le tensioni lontane dai valori critici per l'alluminio.

Inoltre, è stata anche condotta sempre tramite ANSYS, l'analisi modale della struttura, per assicurarci di poter lavorare a frequenze di esercizio abbastanza alte senza perdere il controllo della deformazione della struttura.

Quindi, nella tabella 3.5 sono elencati i valori di interesse della piattaforma così dimensionata.

Support Platform		
Diameter	[mm]	400
Mass	[kg]	3
Horizontal Inertia	[kgm ²]	0,043
Vertical Inertia	[kgm ²]	0,079
CG Height	[mm]	13,13
Max Deformation	[mm]	0,033
1° Mode Frequency	[Hz]	170

Tabella 3.5: Parameters Support Platform

3.1.3 Chassis

Terminiamo la trattazione riguardante le strutture di supporto parlando del telaio realizzato per sostenere i componenti all'interno della calotta sferica. Come già accennato precedentemente infatti, il design del nostro simulatore riprende una scelta progettuale molto interessante adottata da [10].

Questa scelta ci consente di sfruttare molto di più lo spazio disponibile senza aumentare troppo l'inerzia. Inoltre permette di distribuire i componenti intorno al centro di massa in modo da non incorrere in offset troppo grandi da compensare. I componenti che aderiranno a questo piccolo telaio saranno sicuramente le masse scorrevoli per il bilanciamento verticale e le loro guide (che saranno trattate nello specifico nella sezione successiva) e le batterie necessarie all'alimentazione dei loro motori. In realtà vi potranno essere collocati anche altri elementi come sensori e moduli di gestione dell'energia senza andare ad occupare la superficie superiore.

Il supporto ideato deve essere perciò leggero ma resistente, non deve deformarsi e cedere sotto i carichi che sorreggerà e soprattutto deve essere adattato dimensionalmente al cuscinetto che lo ospita. Caratteristica fondamentale sarà la sua profondità in zeta (circa 65 mm) proprio perché è quella che determinerà la corsa delle masse e

quindi il range di offset verticali compensabili. L'accoppiamento con la piattaforma sovrastante avverrà tramite 8 viti.

Anche qui si è optato per l'alluminio come materiale avendo il miglior compromesso costo-prestazioni. In Figura 3.6 è mostrato il telaio con la sua struttura a pareti inclinate per aumentare la superficie sfruttabile senza urtare i lati del rotore. Il design particolare è stato adattato anche ai componenti che dovrà ospitare. Ovviamente anche qui per limitare da subito lo sbilanciamento orizzontale è stata realizzata una struttura simmetrica. Questi componenti verranno realizzati in proprio dall'Atelier dell'istituto ISAE-SUPAERO in modo da ridurre i costi e poter anche variare le richieste strutturali in base alle specifiche del processo produttivo.

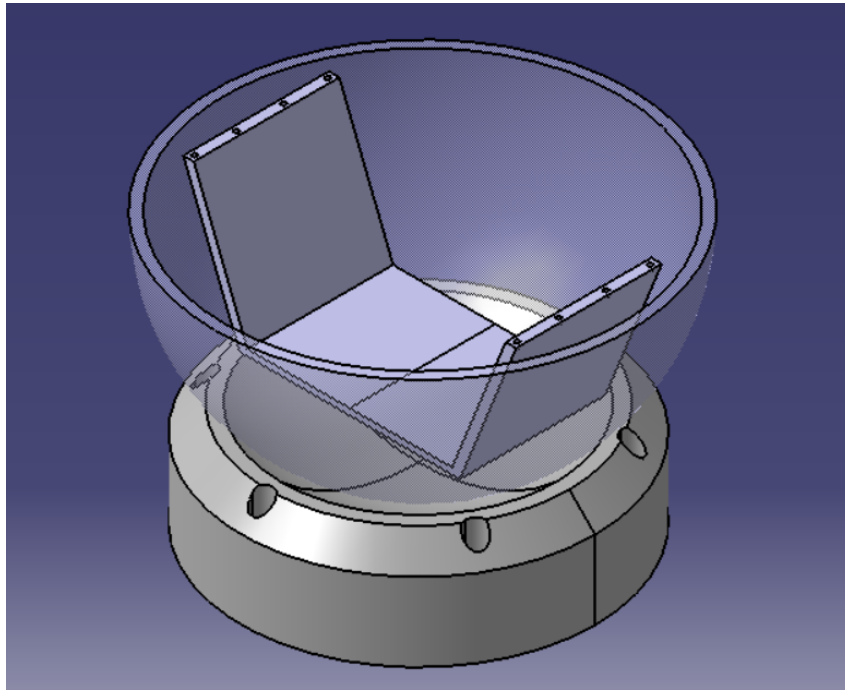


Figura 3.6: Chassis inside the Bearing Rotor

3.2 Balancers

Il sistema di bilanciamento del simulatore deve permettere di spostare il centro di massa della piattaforma per ridurre al minimo le coppie gravitazionali che influenzano il testbed. Per questa tesi, si è pensato a due diversi tipi di bilanciatori. Come da obiettivo del trattato, il sistema dovrà operare automaticamente.

La prima decisione riguarda il numero di masse da utilizzare per il bilanciamento. Sebbene tre bilanciatori siano sufficienti per controllare la posizione del centro di massa, è stato scelto di utilizzare un numero pari di attuatori per ogni asse del

testbed, per garantire la simmetria. La scelta dell'architettura dei bilanciatori è legata alla struttura di supporto: due masse scorrevoli vengono impiegate per ciascun asse orizzontale e sono disposte sui lati di un quadrato simmetrico sulla piattaforma inferiore. Per l'asse verticale, sono previsti due bilanciatori, che come detto saranno più vicini al centro di massa. In teoria sarebbe preferibile anche un maggior numero di masse lungo questa direzione poichè c'è una maggiore difficoltà nel regolare manualmente l'offset verticale; mentre gli offset orizzontali possono essere facilmente corretti tramite il posizionamento delle attrezzature. Tuttavia nella nostra configurazione adottare 4 motori risulterebbe complesso esclusivamente per una questione di spazio. Una configurazione con 4 motori potrebbe però essere valutata in futuro, poichè avendo gradi di libertà aggiuntivi, questi si potrebbero usare per ottimizzare le proprietà di massa della piattaforma rendendola ancor più facilmente adattabile a esigenze e test diversi.

3.2.1 Horizontal Balancers

I principali parametri su cui si basa la scelta dei bilanciatori sono la massa scorrevole e la corsa disponibile. Questi infatti sono i due parametri chiave che influenzano la posizione del centro di massa secondo la relazione:

$$R_{\max} = \frac{r_{i,\max} \cdot m_i}{M_{\text{SM}}} \quad (3.1)$$

dove $R_{\max}$ è il massimo offset compensabile in una direzione, $r_{i,\max}$ la corsa massima a disposizione e M_{SM} la massa totale del simulatore.

Questa legge definisce quindi un involucro entro il quale può muoversi il CG per essere compensato. La massa scorrevole e la lunghezza devono essere impostate in base alla massa finale del simulatore, in modo da assicurare che l'offset massimo previsto del centro di massa rientri in questo involucro. Poiché lo scopo della tesi è sviluppare un simulatore capace di riprodurre diversi modelli di veicoli spaziali, la scelta dei parametri dei bilanciatori è stata fatta fissando una massa obiettivo per l'intero sistema (composto dal modello di veicolo spaziale e dal simulatore), insieme a un involucro di controllo specifico per quella massa. Successivamente, l'involucro di controllo varierà in base alle diverse masse che si vogliono testare. [7]

Fondamentale inoltre, è il fatto che il design di questi bilanciatori è stato eseguito con lo scopo di poter variare le masse bilancianti per adattarsi ai diversi requisiti di controllo. Dallo studio della letteratura svolto nei capitoli precedenti, è stato dedotto un riferimento per quelle che dovranno essere le prestazioni che i bilanciatori dovranno assicurarci.

Per quanto riguarda la maggior parte delle piattaforme analizzate, infatti, la controllabilità della posizione del CG, non considerando le procedure di bilanciamento manuale, è compresa tra **0,5** e **5** mm: valori simili sono stati selezionati per questa

tesi, come mostrato successivamente nel capitolo.

Ancora una volta, valori di questo ordine ci fanno capire quanto sia cruciale un design corretto e già adeguatamente bilanciato della piattaforma, poichè l'algoritmo di controllo potrà intervenire solo nel caso di piccole variazioni, causate ad esempio da inerzie non modellate come quelle dei cavi, garantendo però test ad elevati livelli di precisione e con disturbi gravitazionali fortemente ridotti. Sempre in letteratura, vediamo che un buon algoritmo è tale se riesce a ridurre il valore della coppia gravitazionale all'ordine dei 10^{-5} Nm.

Stabilito quindi, il numero di bilanciatori necessari, si è passati alla selezione del tipo di bilanciatore da impiegare. Questi attuatori, che devono operare in modo automatico, condividono lo stesso principio di funzionamento: un meccanismo motorizzato sposta una massa lungo un asse per regolare la posizione del centro di gravità su quell'asse. Di conseguenza, tali dispositivi devono convertire il movimento rotatorio generato dal motore in un movimento lineare della massa.

La trasmissione a vite, nella quale un motore conferisce il moto traslatorio a una vite vincolata tramite il riduttore, sarà quindi ideale per questo tipo di applicazione.

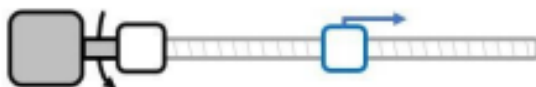


Figura 3.7: Lead Screw Transmission

In realtà prima di arrivare a questa conclusione era stato pensato di impiegare delle guide lineari che utilizzano cuscinetti ad aria. Infatti in letteratura dispositivi di questo tipo non erano mai stati utilizzati in un'applicazione come la nostra e la stessa Physik Instrumente fornisce una vasta scelta di questi sistemi. Un esempio è la A-141 PIglide MB mostrata nella Figura 3.8.

Un dispositivo di questo tipo consente di ridurre drasticamente l'attrito rispetto ai sistemi tradizionali a contatto meccanico poichè l'aria fornisce un supporto di levitazione che permette al carico di muoversi senza attrito, migliorando la precisione del movimento e riducendo l'usura. Inoltre, la precisione micrometrica con cui questi sistemi operano nel posizionamento degli oggetti, li rendono ideali per l'uso in ambienti di laboratorio o in applicazioni di alta tecnologia. Anche la capacità di carico offerta sarebbe stata molto elevata, ampiamente maggiore di quella a noi necessaria. Tuttavia due sono stati i fattori significativi che ci hanno convinto a virare su altre soluzioni.

In primis abbiamo il peso estremamente elevato di questi componenti. Il modello



Figura 3.8: A-141 PIglide MB

A-141 infatti, che è anche un modello miniature, pesa intorno a 0.8 Kg. In realtà questo per alcuni aspetti potrebbe essere anche apprezzabile dato che ci permette di avere una struttura più stabile, compatta e isolare le vibrazioni. Tuttavia a questo avremmo dovuto aggiungere il sistema di alimentazione ad aria compressa che avrebbe aggiunto ancor più complessità ed inerzia al sistema. Il secondo fattore che ha segnato il cambio di rotta è stato il prezzo, il quale si aggira attorno ai 2000 euro per singolo pezzo.

Per cui dopo un altro sondaggio sul mercato, si è deciso di scegliere 4 moduli lineari per realizzare i bilanciatori orizzontali della nostra piattaforma. I moduli lineari combinano un attuatore esterno, una guida lineare e una struttura di supporto. Come attuatori sono stati selezionati motori stepper poichè sono molto semplici, economici, facili da controllare e soprattutto abbastanza precisi. Il motore stepper in questi sistemi aziona una vite senza fine, sulla quale è montato un carrello libero di muoversi lungo la guida. La struttura di supporto impedisce la rotazione del carrello e fornisce una guida a basso attrito per il suo movimento. Uno schema che illustra il funzionamento di questi dispositivi è mostrato in Figura 3.10.

Le prestazioni di questi moduli dipendono da diversi fattori, come il passo della vite, la lunghezza del modulo e la massa del carrello. Questo tipo di bilanciatore è particolarmente indicato per l'applicazione proposta per due motivi principali. Innanzitutto, essendo un modulo preassemblato, l'integrazione con la piattaforma si limita al collegamento del dispositivo, senza richiedere ulteriori progettazioni per l'interfaccia con il simulatore. In secondo luogo, la struttura di supporto, grazie alla sua robustezza, è in grado di sostenere carichi strutturali significativi, semplificando la progettazione del sistema. Il fatto di poter fissare il tipo di massa che vogliamo sopra al carrello poi, rende la piattaforma ancor più costumizzabile in base alle esigenze applicative.

Inoltre, l'attrito tra il carrello e la guida può essere ridotto optando per carrelli dotati di cuscinetti a sfera, facilmente reperibili sul mercato. Questa caratteristica semplifica la scelta del motore, poichè consente di adattare le sue prestazioni alla massa e alla velocità del carrello.

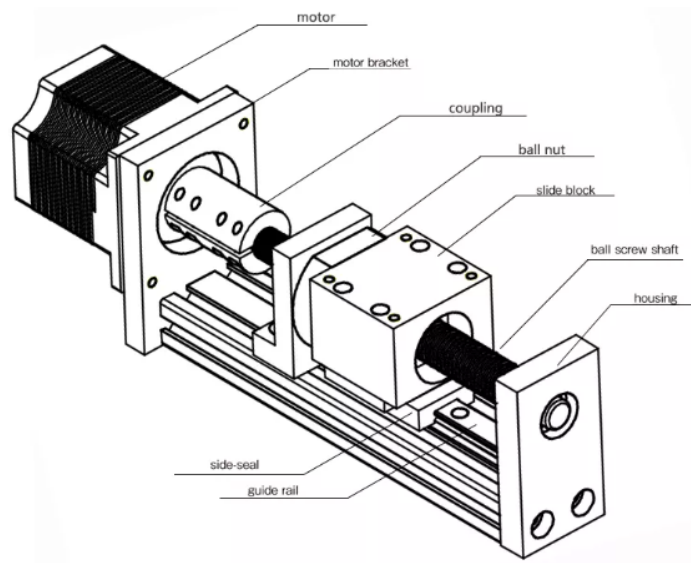


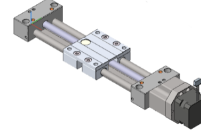
Figura 3.9: Linear Module Scheme

Tuttavia, il principale svantaggio di questi dispositivi è rappresentato dal loro peso. Essendo forniti già assemblati, non è possibile personalizzare la struttura di supporto, che di solito è realizzata in acciaio o in quelle più leggere, in alluminio. In realtà esistono anche strutture realizzate in carbonio ma il prezzo è spesso fuori portata. Il peso complessivo quindi, può risultare incompatibile con le esigenze di una struttura leggera, caratteristica essenziale per il simulatore. Nonostante ciò, la robustezza della struttura di supporto offre anche alcuni vantaggi, come l'isolamento del testbed dal rumore generato dal motore stepper e la prevenzione delle oscillazioni della vite, che potrebbero compromettere il movimento fluido del carrello. La scelta del tipo di modulo lineare sul mercato sarà quindi volta ad ottimizzare il rapporto costo-massa totale.

In particolare, la decisione è ricaduta su due modelli di due compagnie differenti e le loro caratteristiche a confronto sono elencate nella Tabella 3.6 sottostante.

Vediamo da quest'ultima che la soluzione più leggera ed economica sembra essere quella offerta dalla Igus. La ditta Hiwin tuttavia offrirebbe un sistema che appare sì più pesante ma con prestazioni migliori riguardo a precisione di posizionamento, capacità di carico e velocità di reazione.

Alla fine considerando soprattutto che il dispositivo per semplicità sarà lo stesso per tutti e 4 i bilanciatori orizzontali si è deciso di optare per il modulo **SLW-0620**. Moltiplicando infatti, la massa del KF6010P300A1F0 per i 4 lati, arriveremmo già a 1.6 Kg, senza contare gli attuatori che saranno da acquistare a parte. Questo valore potrebbe essere troppo elevato ed impedirci di sfruttare poi lo spazio disponibile sotto per la collocazione di altri componenti come le batterie.



	Hiwin KF6010P300A1F0	Igus SLW-0620
Total mass [g]	350	150
Carriage mass [g]	30	18
Rail length [mm]	150	150
Total Length [mm]	254	224
Carriage size [mm]	27 x 10 x 34.7	32 x 11 x 32
Max speed [mm/s]	160	85
Friction coefficient	0.0038	0.22
Position Accuracy [mm]	0.02	0.03
Static load [N]	3500	1400
Cost [€]	196	116

Tabella 3.6: Linear Modules Comparision

La ditta Igus inoltre, permette di acquistare insieme a questa soluzione anche il rispettivo attuatore con la sua flangia e di accoppiarlo alla guida selezionata. Il motore selezionato sarà un motore stepper NEMA 17. Questo è alimentato a 24 V, fornisce una corrente nominale pari a 1.4 A e una coppia di tenuta pari a 0.02 Nm con un costo di 26 €. Inoltre il suo design, più corto rispetto ad altri NEMA 17 è perfetto poichè permette di collocarlo, assieme al modulo accoppiato, sulla piastra inferiore sfruttando al massimo lo spazio disponibile per le masse ma senza causare urti con le aste verticali. Sarà necessario infine sviluppare un piccolo controller per questi motori per evitare di spendere tanto budget nei driver dedicati che l'azienda produttrice potrebbe fornire.



Figura 3.10: NEMA 17 Short

3.2.2 Vertical Balancers

Per quanto riguarda invece i bilanciatori verticali le esigenze e i requisiti sono diversi rispetto alla direzione orizzontale. Questo perchè, adottando un design che prevede la collocazione delle masse scorrevoli lungo Z all'interno del rotore del cuscinetto, la specifica più restrittiva è quella riguardante lo spazio e l'ingombro. Avendo infatti molti meno millimetri a disposizione per far scorrere le masse, impiegare anche qui un modulo lineare non avrebbe avuto senso. Infatti, seppur questa soluzione è semplice e si può integrare alla struttura senza cambiamenti sostanziali, prevede una guida e un motore esterno che ne allimenta il moto disposti lungo una linea. Questo come si può facilmente intuire ridurrebbe ancor più una corsa utile già ristretta. Anche se per incrementare lo spazio disponibile in verticale è stato realizzato il rialzo sulla piattaforma, comunque il modulo lineare sarebbe troppo ingombrante e massivo. La scelta più saggia in questo caso per avere ingombro ridotto e alti valori compensabili è adottare una soluzione che permetta di sfruttare tutto lo spazio a disposizione senza componenti fissi lungo la verticale e quindi un attuatore che faccia esso stesso da massa mobile.

Date queste premesse, l'unica soluzione con cui impiegare sempre i motori stepper sono gli attuatori lineari non incarcerati. In essi, la madrevite e il motore sono integrati insieme, senza una struttura che "incarcera" la madrevite, permettendo al motore di muoversi liberamente lungo il suo asse e evitando il bisogno di componenti separati per il controllo del movimento e il supporto. Il principale vantaggio rispetto agli attuatori esterni è che, invece di separare il controllore e la slitta, che richiederebbe una selezione separata di entrambi i componenti e influenzerebbe le prestazioni, in questo caso sono combinati. Questo permette di scegliere il motore in base alla sua massa e di ottenere le prestazioni di controllo ottimali.

Tuttavia, saranno necessari dei supporti strutturali per evitare che la vite ruoti, e anche un dispositivo che impedisca la rotazione del motore passo-passo. Inoltre, il prezzo da pagare per l'ottimizzazione della massa è il requisito prestazionale per l'elemento che impedisce la rotazione: mentre per un attuatore esterno la coppia di reazione per impedire alla madrevite di ruotare è la coppia di attrito tra la madrevite e la vite, in un motore non cattivo la coppia è pari a quella di uscita del motore passo-passo, che è maggiore di quella di attrito.

Innanzitutto per far scorrere il motore lungo la vite si è scelto di usare una guida lineare. Sul pattino di questa guida sarà montato un carrello a cui viene reso solidale il motore. In questo modo, la rotazione sarà impedita dalla resistenza del pattino alle coppie ed i problemi di scorrimento saranno limitati al pattino stesso. I due componenti selezionati sono raffigurati nella Figura 3.11.



Figura 3.11: Vertical Balancers Components

Il fattore critico nella scelta della guida è la coppia di reazione applicata dal motore al carrello, che deve essere inferiore al valore limite riportato nei datasheet della guida. Per la guida selezionata avremo una coppia di reazione di 9.2 Nm, valore abbastanza alto e soprattutto superiore alle coppie applicate da numerosi motori stepper di taglia 8/11 che possiamo trovare su StepperOnline. Del motore scelto parleremo brevemente nel proseguio, ma sarà fondamentale tenere a mente questo valore di coppia. Altri motivi per cui si è optato per la guida **Igus DryLin T-04-09** sono sicuramente il basso coefficiente di attrito (0.19) e soprattutto la sua massa. Infatti, l'assieme guida-pattino, per una corsa di circa 50 mm, peserà intorno ai 40 grammi. Questo ci permetterà di acquistare motori più pesanti per influenzare maggiormente la controllabilità del centro di massa.

Il principale svantaggio di questa soluzione invece, è la scarsa capacità strutturale della guida rispetto ai carichi, che potrebbero deformarla e impedire un corretto scorrimento del carrello. Tuttavia, questa strategia è stata scelta comunque per la sua semplicità e per la facile integrazione con il simulatore.

Infine, per quanto riguarda il motore, la scelta è molto ampia e dipende appunto dalla massa che vogliamo per il nostro tipo di applicazione. Avendo comunque uno spazio limitato, motori non-captive di piccola taglia come i NEMA 8 o 11 sono privilegiati. Il loro peso infatti è ideale aggirandosi di solito tra i 200 e i 400 g. Nel caso poi si voglia alzare la massa per compensare ancor più offset verticale, nulla vieta di vincolare al carrello e , quindi al motore, piccole masse di prova.

Anche il costo di questi dispositivi è molto contenuto e da famosi distributori come StepperOnline possiamo trovarne una vasta gamma in un range di prezzo che va dai 30 ai 100 €. In questo trattato la progettazione è stata eseguita scegliendo un motore ad albero cavo NEMA 11. Anche il carrello scelto sarà quindi adattabile a modelli di questo tipo ed uno dei motivi della scelta è stata proprio la difficile reperibilità di carrelli per motori stepper più piccoli. L'attuatore è mostrato in Figura 3.12 e offre per un peso di 0.35 Kg, una risoluzione di 0.003 mm e una coppia statica pari a 0.01 Nm.

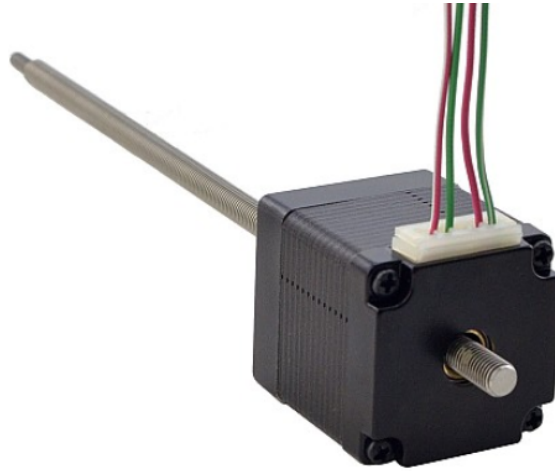


Figura 3.12: Non-Captive 11N13S0754AA4-100RS StepperOnline Motor

I bilanciatori verticali saranno 2. Metterne più infatti seppur incrementerebbe le prestazioni, renderebbe il design e l'assemblaggio molto complicati. Servirà comunque una staffa di supporto verticale in grado di sorreggere le guide e sulle quali queste aderiranno.

La piattaforma quindi, utilizza 6 attuatori ed avrà quindi 3 gradi di libertà aggiuntivi che possono essere impiegati in procedure di ottimizzazione di massa e inerzia: 4 attuatori sono distribuiti in coppie lungo l'asse orizzontale, mentre gli altri 2 sono dedicati al bilanciamento verticale.

Le prestazioni di controllabilità del CG per l'architettura selezionata sono riportate nella Tabella 3.7. I valori indicati sono calcolati considerando una massa totale di 14 kg (simulatore + payload).

	Stroke [mm]	Sliding mass [g]	CG control [mm]	Accuracy [mm]
Roll	± 75	2x300	± 3.8	0.03
Pitch	± 75	2x300	± 3.8	0.03
Yaw	± 45	2x350	± 2.6	0.03

Tabella 3.7: Performance CG Control

Ricordando ancora una volta che in letteratura valori tipici di offset sono compresi tra 0.5 e 5 mm, i risultati ottenibili dal nostro design sembrano essere particolarmente accurati. Ovviamente, riferendoci all'Equazione 3.1, più riusciamo a snellire il design o più si riduce la massa del payload, più aumenteranno le performance raggiungibili. L'offset compensabile in verticale in particolare, potrebbe non sembrare soddisfacente se confrontato con quelli sul piano. Infatti se lo squilibrio planare è più facile da individuare e compensare anche manualmente, quello in verticale, soprattutto se il CG è sotto il CR e quindi il pendolo è stabile, non è così comprensibile e rischierebbe

più degli altri di portare a simulazioni errate. Tuttavia si potrebbero incrementare le performance in questo senso, o banalmente aumentando la massa scorrevole e il numero di motori, oppure elevando ancor più il rialzo progettato sulla piattaforma di supporto. In questo ultimo caso, potremmo però incorrere in un aumento di inerzia lungo la verticale. Quindi anche qui, come in tutte le scelte progettuali, si tratta di scegliere il compromesso migliore.

3.3 Electronics

Il sistema fin ora designato richiederà molteplici componenti elettroniche per controllare i motori, gestire le misurazioni dei sensori ed elaborarli per generare le leggi di controllo appropriate. La scelta dei dispositivi più adatti a questi compiti, esula leggermente dagli scopi di questa tesi e sarà fatta nelle fasi di sviluppo successive della piattaforma, quando sarà richiesta la validazione sperimentale vera e propria. Tuttavia in questa sezione cercheremo di proporre alcuni componenti e soluzioni già adottate che potrebbero essere riutilizzate anche nel nostro simulatore, con l'intento di aiutare e dare un punto di partenza ai tecnici che daranno vita al progetto.

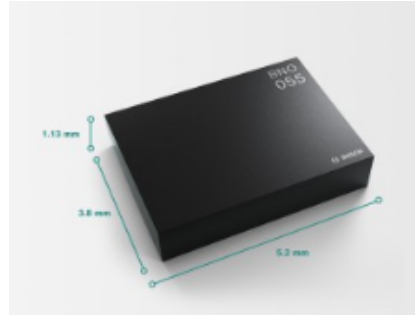
Partendo dai sensori, la loro selezione si basa sul fatto che la piattaforma è destinata alla validazione hardware e software dell'ADCS (Attitude Determination and Control System). Per cui il numero ed il tipo di questi potrebbe variare in base all'ADCS testato. Pertanto, ai nostri scopi, per la piattaforma stessa è stato considerato un approccio di navigazione inerziale, che prevede l'utilizzo di un unico sensore contenente un giroscopio a tre assi, un accelerometro a tre assi e magnetometro a tre assi.

Infatti come vedremo in seguito, le letture sensoristiche di nostro interesse saranno le velocità angolari, fornite dal giroscopio, il campo magnetico e l'orientamento del sistema, espresso in quaternioni.

Il mercato presenta una vasta scelta di IMU adatte a questi scopi, anche molto economici e semplici da programmare poichè integrabili con Raspberry o Arduino Uno. La scelta sarà inoltre dettata anche da ciò che l'università ha già a disposizione. Tuttavia per fornire un riferimento possiamo dire che caratteristiche tipiche dovrebbero essere quelle del IMU BNO055 di Bosch, adottato in versioni precedenti a quella moderna della piattaforma STASIS del Polimi e i cui parametri fondamentali sono riportati nella Tabella 3.8.

In esso abbiamo giroscopio ed accelerometro che hanno filtri digitali passa-basso integrati, con una larghezza di banda che può essere selezionata dall'utente. La risoluzione del giroscopio e dell'accelerometro dipende dall'intervallo selezionato, mentre il magnetometro ha un singolo intervallo e una risoluzione fissa. Inoltre, sono disponibili diverse modalità di alimentazione, come modalità a risparmio energetico, standby o alta precisione. I dati sensore fusi in uscita consistono in quaternioni,

angoli di Eulero, vettore di rotazione, accelerazione lineare, gravità e direzione. Il dispositivo comunica inoltre usando i protocolli I2C o UART. [16]



	Gyroscope	Accelerometer	Magnetometer
Range	± 125 to ± 2000 deg/s	± 2 to ± 16 g	$\pm 2500 \mu T$
Resolution	16-bit	14-bit	$0.3 \mu T$
Low-pass filter bandwidths	523 Hz - 12 Hz	1 kHz - 8 Hz	-

Tabella 3.8: IMU BOSCH BNO055

Successivamente ci occupiamo dei componenti necessari ad acquisire i dati in real-time ed elaborare le leggi di controllo. Requisito chiave per i controllori è l'assenza di connessioni remote tramite cavi, poiché questi modificherebbero la dinamica rotazionale del sistema. La comunicazione con il calcolatore remoto deve quindi avvenire tramite una rete locale e WiFi.

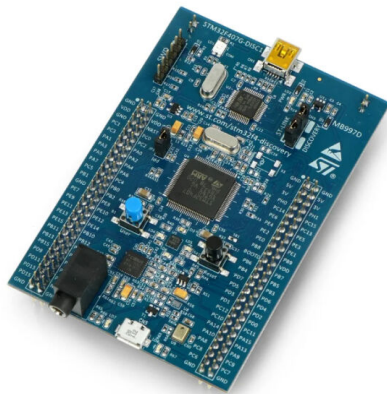
Molti simulatori già sviluppati utilizzano Arduino. Questi microcontrollori infatti sono molto semplici da programmare anche per chi non ha grande esperienza e sono compatibili con una vasta gamma di sensori attuatori e shield, rendendo facile l'integrazione di nuovi componenti. Inoltre, online sono disponibili numerose librerie precompilate, che possono essere semplicemente adattate al progetto e caricate sulla scheda utilizzando l'interfaccia disponibile sul sito. Anche se le prestazioni offerte da questi modelli dovrebbero essere sufficienti per le nostre applicazioni; se si volesse un incremento di performance si può optare per la famiglia di microcontrollori STM32. I modelli di Arduino, come Arduino Uno, infatti, sono basati su microcontrollori AVR (ad esempio, ATmega328P), che operano a velocità relativamente basse; gli STM32 invece, sono basati su microcontrollori ARM Cortex-M, che offrono prestazioni molto superiori e potenze di calcolo decisamente maggiori. Aspetto importante inoltre sarà anche il consumo energetico.

Infatti come spiegheremo successivamente, per simulare manovre della maggior durata possibile, vogliamo dispositivi che consumino minor potenza possibile in modo da evitare di utilizzare batterie troppo pesanti. In questo caso, gli STM32 offrono modalità di basso consumo avanzate che permettono di ridurre significativamente il

consumo energetico.

Nonostante ciò la scelta più diffusa e forse migliore sarebbe impiegare dispositivi Raspberry Pi. Diversamente dai microcontrollori, il Raspberry Pi è un microprocessore (Single-Board Computer), ovvero si comporta come un piccolo computer con il proprio sistema operativo (di solito Linux o Raspberry Pi OS) e può essere programmato direttamente con una tastiera e un monitor, senza necessità di un PC remoto per il caricamento. I microcontrollori invece, come visto sono progettati per eseguire un programma lineare in modo continuo una volta che il codice è caricato sul chip. Le prestazioni di Raspberry in generale saranno superiori in termini di real-time computing, trasferimento dati WiFi e capacità computazionale. A fronte di ciò, bisognerà tollerare un incremento di prezzo un consumo energetico maggiore. Un altro punto a favore di Raspberry è che può essere facilmente espanso utilizzando HAT o moduli esterni. Questo significa che possiamo facilmente collegare questa scheda agli HAT dei motori stepper.

Sempre una precedente versione della piattaforma sviluppata al Polimi, infatti, prevede un set di Adafruit e Stepper Motor HAT, impilati sul controller poiché il protocollo di comunicazione I2C consente al Pi di selezionare l'HAT a cui inviare il comando. Ognuna delle schede è in grado di controllare 2 motori passo-passo. Il motore è controllato tramite PWM grazie al chip driver PWM integrato, che consente di massimizzare la durata dell'alimentazione senza la necessità di collegare la scheda ai pin PWM del Pi.



(a) NUCLEO STM32-F407G



(b) RASPBERRY PI 4GB

Figura 3.13: Acquisition Systems

Infine, il power supply, il quale sarà un componente chiave del simulatore poiché non è possibile eseguire connessioni tramite cavi a una presa elettrica fissa. La piattaforma deve essere dotata di una propria fonte di alimentazione che fornisca

sufficiente energia a tutti i componenti. I dispositivi che saranno alimentati e che consumano potenza sono la scheda, i sensori, i motori stepper e i loro driver. Sarebbe corretto prevedere fonti di alimentazione distinte per la scheda e per i motori, dato che gli stepper sono dispositivi rumorosi e generano oscillazioni elettriche nel sistema di alimentazione, ed è possibile che il controllore venga danneggiato se accoppiato con i motori.

Inoltre, il guasto di una delle alimentazioni non comprometterebbe tutti i componenti, consentendo un'architettura più flessibile. Avere fonti diverse consentirebbe poi di collocarle sulla piattaforma in modo più simmetrico, riducendo l'offset del centro di massa. Questo sarà fondamentale anche per ridurre lo spostamento del CG in seguito alla scarica delle batterie durante la simulazione. Inoltre, le fonti di alimentazione saranno più piccole se in numero maggiore, consentendo di posizionarle in luoghi strategici per evitare di occupare spazio per il carico utile. Per i motori stepper si potrebbero scegliere batterie a ioni Litio per la loro elevata densità energetica e stabilità. In particolare, per i 4 motori orizzontali possiamo utilizzare due batterie disposte agli spigoli della piastra inferiore in modo da mantenere una configurazione simmetrica ed abbassare di più il centro di massa. Per i bilanciatori verticali dovremmo invece adottare due batterie più piccole da collocare sul telaio o una singola batteria più grande da posizionare al centro o in maniera bilanciata. I motori scelti richiedono una corrente di fase di 1.40 A e una tensione di alimentazione di 24 V. Nella scelta delle batterie sarà fondamentale ottimizzare il compromesso peso-durata. Se scegliamo batterie con capacità compresa tra i 3 e i 6 Ah possiamo ottenere un funzionamento a pieno carico di circa 1:30/2 ore ed il peso oscillerà tra un minimo di 300 a un massimo di 500 grammi in base alla capacità selezionata.



(a) LiPo Turnigy Graphene Battery



(b) RS Powerbank

Figura 3.14: Power Supply

3.4 Reaction Wheels

Il sistema di determinazione e controllo dell'assetto (ADCS, Attitude Determination and Control System) rappresenta un sottosistema fondamentale di ogni satellite. L'ADCS è utilizzato per stabilizzare e orientare il veicolo in presenza di coppie di disturbo esterne.

Come suggerisce il nome, l'ADCS si occupa di determinare l'assetto del veicolo rispetto a un riferimento inerziale fisso, utilizzando un insieme di sensori. Il numero e il tipo di sensori possono variare a seconda dei requisiti della missione. Se l'orientamento misurato differisce da quello desiderato, l'algoritmo di controllo interviene per variarlo tramite un'altra tipologia di componenti, gli attuatori. Il compito di questi componenti è fornire una forza o una coppia controllata al satellite, per contrastare i disturbi esterni.

Alcuni tipi di attuatori sono in grado di generare una coppia netta, modificando il momento angolare totale del satellite, come i propulsori e i magnetotorquer. Tuttavia, questi attuatori non sono sempre disponibili: i propulsori richiedono una fonte di carburante esauribile, che può terminare dopo un certo periodo, mentre i magnetotorquer necessitano di un campo magnetico esterno, come quello terrestre.

Un'altra famiglia di attuatori è denominata dispositivi di scambio di momento (Momentum Exchange Devices), poiché possono solo scambiare momento angolare con il satellite, senza produrre una coppia netta. Questi attuatori si basano su rotori rotanti che hanno un'inerzia fissa, ma possono variare il loro momento angolare modificando la velocità angolare. I rotori sono chiamati Reaction Wheels (RW) quando la velocità angolare nominale è zero e Inertia Wheels (IW) quando la velocità angolare nominale è diversa da zero. Anche i Control Moment Gyroscopes (CMG) appartengono a questa famiglia di attuatori: in questo caso, la velocità di rotazione è costante e il loro momento angolare viene modificato sfruttando il principio dei giroscopi.

Nonostante i molti dispositivi per il controllo di assetto che esistono, le ruote di reazione rappresentano una scelta comune per i simulatori dei veicoli spaziali. Esse offrono una generazione precisa di coppie con un peso relativamente ridotto e un'elevata sensibilità rispetto ai propulsori. Per garantire precisione e manovrabilità, le ruote di reazione sono il sistema di controllo dell'assetto preferito, in quanto permettono un controllo continuo e fluido riducendo al minimo le coppie di disturbo.

Un problema comune che però incontriamo quando si parla di reaction wheels è la saturazione. La velocità angolare di una ruota, infatti, è generalmente controllata da un motore elettrico, che può fornire una coppia pressoché costante entro un certo intervallo di velocità (in relazione alla curva operativa del motore). Quando la velocità esce da questo intervallo, il motore non è più in grado di fornire la coppia, il che implica un limite nella velocità e, quindi, nel momento angolare immagazzinabile dalla ruota. Raggiunto questo limite, è necessario ridurre la velocità della ruota per renderla nuovamente operativa: questa operazione è chiamata desaturazione della

ruota. Il problema è che, riducendo il momento angolare della ruota, si aumenta quello del satellite. Per evitare ciò, è necessario applicare una coppia netta esterna, richiedendo quindi attuatori aggiuntivi come propulsori o magnetotorquer.

Il limite di saturazione è una caratteristica importante di una ruota, che deve essere presa in considerazione nella fase di progettazione, in particolare quando le coppie di disturbo definite nei requisiti di missione hanno una componente secolare che tende ad aumentare continuamente il livello di saturazione della ruota. D'altra parte, durante una manovra di rotazione (slew maneuver), il satellite inizia e termina la manovra con velocità angolare zero, e quindi con momento angolare zero. In questo caso, il momento angolare della ruota aumenterà fino a raggiungere un valore massimo per poi tornare a zero (come il satellite) alla fine della manovra. Pertanto, sarà necessario solo verificare che il valore massimo del momento immagazzinato non superi il limite di saturazione, ma non ci sono limiti al numero di manovre eseguibili. Inoltre, se la manovra richiede troppo momento angolare alla ruota, è sempre possibile suddividere la manovra principale in due (o più) manovre più piccole. [16]

In generale, tre ruote, ad esempio una per ciascun asse, sono sufficienti per controllare il satellite. Tuttavia, i satelliti spesso montano quattro ruote per garantire una ridondanza: in caso di guasto di una singola ruota, si eviterebbe il fallimento dell'intera missione. Proprio questa è la configurazione scelta per la nostra piattaforma, principalmente perchè assicura di mantenere una struttura simmetrica.

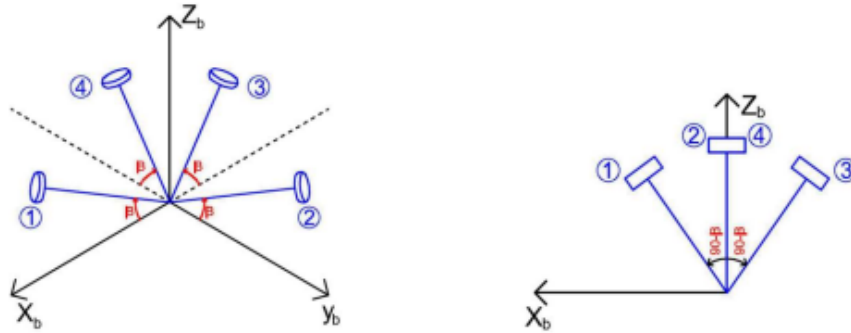


Figura 3.15: RWs Pyramidal Configuration

Nella configurazione piramidale, l'orientamento delle ruote può essere deciso in base alle coppie di disturbo previste: ad esempio, se si prevede che la coppia maggiore si manifesti lungo l'asse z , è possibile scegliere un valore ridotto per l'angolo β (Fig. 3.15) in modo che il momento angolare delle reaction wheel abbia una componente maggiore nella direzione z . La coppia prodotta da 4 reaction wheels lungo i 3 assi può essere espressa dalla relazione:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = A_{3 \times 4} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

dove A è la matrice di distribuzione e $T_{1,2,3,4}$ le coppie prodotte dalle singole ruote. La relazione tra ogni coppia delle ruote di reazione $T_{1,2,3,4}$ e le coppie prodotte lungo i tre assi del corpo del satellite $T_{x,y,z}$ può essere mostrata come:

$$T_x = T_1 \cos(\beta) - T_3 \cos(\beta) \quad (3.3)$$

$$T_y = T_2 \cos(\beta) + T_4 \cos(\beta) \quad (3.4)$$

$$T_z = T_1 \sin(\beta) + T_2 \sin(\beta) + T_3 \sin(\beta) + T_4 \sin(\beta) \quad (3.5)$$

La matrice di distribuzione per una configurazione a piramide diventa quindi:

$$A = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\cos(\beta) & 0 \\ 0 & \cos(\beta) & 0 & -\cos(\beta) \\ \sin(\beta) & \sin(\beta) & \sin(\beta) & \sin(\beta) \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

È evidente che le ruote di reazione 2 e 4 non possono produrre coppia nella direzione x e le ruote di reazione 1 e 3 non possono produrre coppia nella direzione y . Per coprire tutte le direzioni con tutte le ruote e aumentare la tolleranza ai guasti, la configurazione a piramide può essere ruotata attorno alla direzione z di un angolo θ , come mostrato nella Figura 3.16.

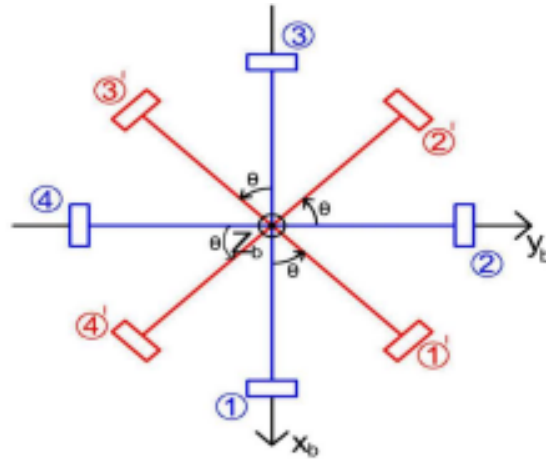


Figura 3.16: Pyramid Configuration Rotated Around Z by an Angle θ

La matrice di distribuzione diventerà quindi:

$$A = \begin{bmatrix} \cos(\beta) \cos(\theta) & -\cos(\theta) \sin(\theta) & -\cos(\beta) \cos(\theta) & \cos(\beta) \sin(\theta) \\ \cos(\beta) \sin(\theta) & \cos(\beta) \cos(\theta) & -\cos(\beta) \sin(\theta) & \cos(\beta) \cos(\theta) \\ \sin(\beta) & \sin(\beta) & \sin(\beta) & \sin(\beta) \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Nel nostro caso, gli angoli selezionati $\theta=45^\circ$ e $\beta = 20^\circ$, ci permettono di definire la nostra specifica matrice A, la quale sarà usata, attraverso la sua pseudoinversa, per calcolare i torques di riferimento generati dal controllore per ogni motore che aziona la ruota di reazione:

$$\begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{4 \times 3}^\dagger \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Quest'espressione sarà riutilizzata successivamente quando parleremo del modello di simulazione implementato in Simscape. [17]

Si è deciso di scegliere le Reaction Wheel adatte al nostro progetto dal catalogo del noto fornitore Astrofein; sebbene quest'ultime potrebbero essere un componente facilmente realizzabile in proprio dall'università, in modo da risparmiare sul budget ed ottenere un prodotto più consono ai requisiti specifici del lavoro. Dal catalogo due ruote in particolare sono state identificate come possibili candidate, la RW-25 e la RW-35. Le caratteristiche principali di ognuna sono illustrate nella Tabella 3.9.

	RW-25	RW-35
Total mass [g]	200	500
Nominal Rotation Speed [rpm]	5000	5000
Max Rotation Speed [rpm]	5000	5500
Angular Momentum [Nms]	0.1	0.03
Dimensions [mm]	102 x 102 x 58	50 x 50 x 25
Nominal Torque [Nm]	0.005	0.002
Temperature range [°C]	-20°C to +50°C	-20°C to +50°C
LifeTime [years]	5	2

Tabella 3.9: RW-35 and RW-25 Comparision

Dopo attente valutazioni si è deciso di adottare 4 ruote di reazione **RW-25**. Questa scelta è motivata in primis dal fatto che la loro leggerezza permetterebbe di avere molta più libertà nelle masse da collocare sopra la piattaforma. Essendo più piccole, anche gli ingombri saranno minori ed avremo motori elettrici più piccoli che le azionano. Questo si traduce in batterie più leggere e quindi ancor meno peso. Inoltre sarà anche più comodo trovare o progettare supporti per renderle solidali alla piattaforma potendole collocare in una posizione più centrale rispetto alle RW-35. Le ruote saranno incapsulate in un involucro sigillato e saranno connesse al simulatore tramite viti. Questa scelta progettuale elimina l'emissione di particelle, prevenendo così la contaminazione di dispositivi vicini, un aspetto cruciale nell'ambiente sensibile dello spazio. Il design sigillato poi, non solo migliora l'affidabilità, ma garantisce anche la stabilità delle prestazioni a lungo termine nelle condizioni estreme dello spazio. La comunicazione avviene tramite protocollo SPI ed è alimentata a 5 V. Il design può essere anche costumizzato in base alle coppie e al momento angolare di cui si ha bisogno.

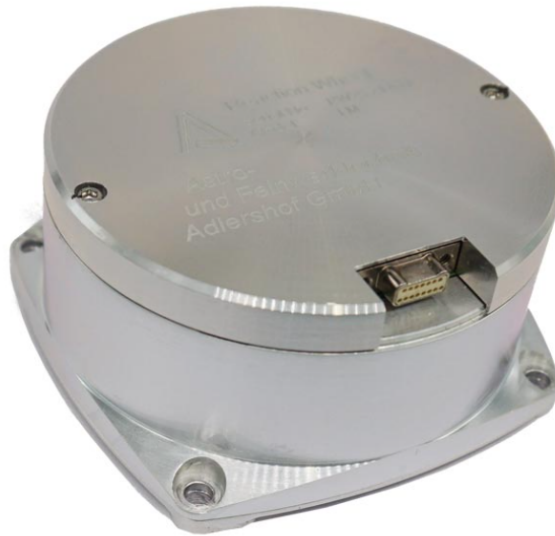


Figura 3.17: RW-25

In termini di prestazioni, la singola reaction wheel può raggiungere una velocità massima di 5500 RPM e fornire una coppia massima di 0.003 Nm. Il consumo energetico varia a seconda degli stati operativi: consuma 45 mW in stato di inattività, 150 mW in stato stazionario a 1000 RPM, e può raggiungere un picco di 3250 mW. La risoluzione nella regolazione della velocità è di 0,1 RPM, permettendo regolazioni fini e un controllo preciso.

Tuttavia prima di optare per questa soluzione ci siamo assicurati che le sue prestazioni fossero adatte per il nostro simulatore. Per fare ciò siamo ricorsi al modello del

simulatore elaborato tramite il software di simulazione multibody Simscape che approfondiremo nei capitoli successivi. In esso è stato infatti sintetizzato un algoritmo di controllo per le ruote in modo da controllare l'assetto della piattaforma simulando sopra un Cubesat di data massa. Ci siamo assicurati che per manovre anche abbastanza al limite i valori di coppia e velocità presi dal datasheet fossero accettabili. In particolare, simulando una rotazione di $[30^\circ, -30^\circ, 60^\circ]$ in roll, pitch e yaw, abbiamo appurato che le ruote sono abbastanza lontane dalla saturazione, toccando una coppia massima di 0,0015 Nm e una velocità massima di circa 1200 rpm, come possiamo vedere dai grafici sottostanti.

La scelta pare quindi essere giustificata. Torneremo a parlare poi delle reaction wheel e della loro influenza nel simulatore nei capitoli riguardanti algoritmi di controllo e simulazioni.

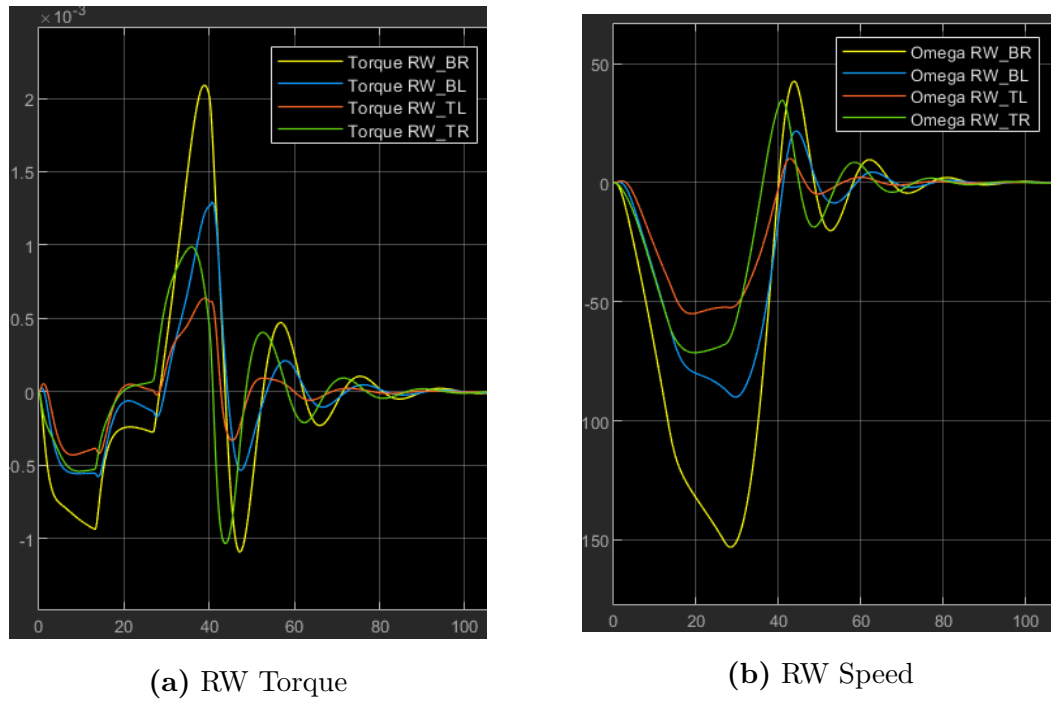


Figura 3.18: RW Performances

3.5 Integrated Simulator

Dopo aver studiato quindi i componenti principali che andranno a costituire il simulatore, è stato sviluppato un modello CAD tramite il software CATIA V5. In esso sono compresi solo i componenti di cui abbiamo parlato ad eccezione fatta per la parte elettronica che come detto verrà approfondita nelle fasi di progettazione successive da un equippe tecnica. Il modello sarà un punto di partenza per la progettazione reale poichè in esso possiamo vedere come cambiano inerzia, massa e centro di massa aggiungendo o eliminando dei componenti. A questo si aggiungerà il modello Simscape, contenente i file part che costituiscono l'insieme del simulatore, il quale sarà fondamentale per capire il comportamento dinamico di ogni configurazione che settiamo nel CAD. Nel modello non sono presenti i cavi di collegamento, i quali dovranno essere il più possibile ridotti al minimo e soprattutto essendo difficili da modellare correttamente, la loro influenza sul posizionamento del CG dovrà essere compensata dal sistema di bilanciamento. Di seguito vengono mostrate la Tabella 3.10 con le caratteristiche principali del simulatore progettato senza payload e l'immagine dell'insieme.

I valori riportati nella tabella sono computati per valori di masse di bilanciamento in X e Y pari a 0.3 Kg e in Z pari a 0.35 Kg e ipotizzando di collocare due batterie per i motori sotto la piastra inferiore di peso pari a 0.5 kg ciascuna. L'offset pari a 30 mm lungo Z inoltre ci permette di collocare e quindi testare Cubesat di almeno 4 Kg per far sì che il CG si alzi ed entri nell'involucro di controllo. Questa caratteristica risulta molto apprezzata poichè test con satelliti più piccoli possono comunque essere svolti collocando sopra alla piattaforma masse fittizie. Inoltre avere un CG abbastanza basso ci dà la possibilità di collocare altri componenti, come quelli magari necessari all'ADCS della specifica applicazione, senza rischiare di alzare il centro di massa ed arrivare ad instabilità.

Mass	Vertical CG Offset	Horizontal Inertia	Vertical Inertia
10 kg	30 mm	0.16 Kg/m ²	0.267 Kg/m ²

Tabella 3.10: Integrated Platform Parameters

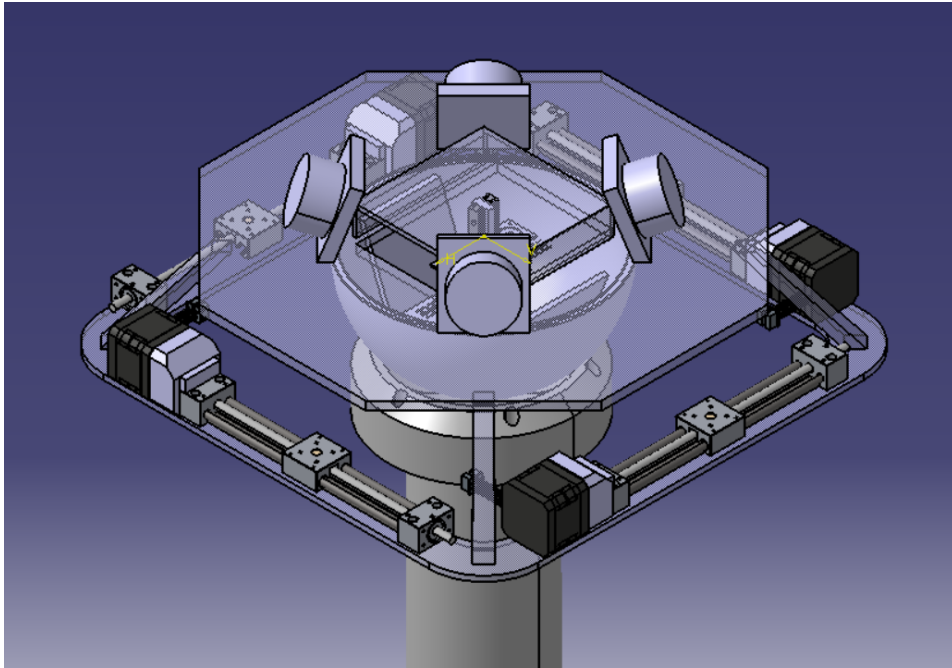


Figura 3.19: Simulator

Capitolo 4

Automatic Balance Algorithm

4.1 Balancing Problem

All'interno della vasta gamma di effetti di disturbo che il simulatore può subire e di cui abbiamo già discusso nella sottosezione 1.2, una coppia in particolare si distingue per la sua grandezza, risultando significativamente maggiore rispetto alle altre: la coppia risultante dall'offset tra il centro di massa (CG) e il centro di rotazione (CR). Durante la simulazione, il sistema subirà quindi, una coppia aggiuntiva rispetto a quelle desiderate, che può essere di ordini di grandezza superiori in funzione dell'offset CG-CR e che farà oscillare il simulatore intorno al centro di rotazione, rendendolo un pendolo tridimensionale.

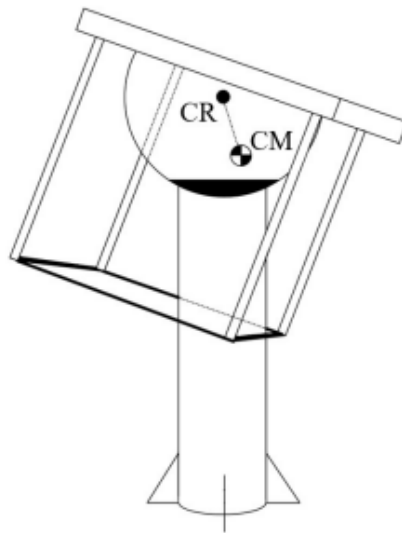


Figura 4.1: 3-D Pendulum Effect

La dinamica del simulatore d'assetto è governata dalle equazioni di Eulero per corpi rigidi in rotazione e considerando un sistema di coordinate fissato al rotore, la dinamica può essere descritta come:

$$J\dot{\omega} = J\omega \times \omega + m\mathbf{r}_B \times \mathbf{g}_B + \mathbf{T}_{\text{ACT}} \quad (4.1)$$

dove J è l'inerzia del simulatore, ω la velocità angolare del simulatore nel riferimento del rotore, m è la massa totale, $\mathbf{r}_B$ è l'offset CG-CR nel riferimento del rotore, $\mathbf{g}_B$ l'accelerazione di gravità nel riferimento del rotore e $\mathbf{T}_{\text{ACT}}$ la coppia prodotta dagli attuatori di bordo, come le reaction wheels nel nostro caso. Per riprodurre condizioni di microgravità, la coppia gravitazionale $-m\mathbf{r}_B \times \mathbf{g}_B$ deve essere annullata tramite hardware aggiuntivo.

Esistono due modi per contrastare le coppie indotte dalla gravità:

- **Compensazione tramite controllo attivo:** utilizzando attuatori (ad esempio giroscopi a momento di controllo, propulsori o RW), viene applicata una coppia esterna al sistema per ottenere una compensazione continua del disturbo in modo da avere $\mathbf{T}_{\text{ACT}} = -m\mathbf{r}_B \times \mathbf{g}_B$. Gli attuatori devono essere dimensionati in base al massimo offset CG-CR prevedibile, corrispondente alla coppia massima da applicare. Inoltre, è necessaria una conoscenza accurata della funzione temporale dell'offset per generare la legge di controllo da fornire agli attuatori. Prima dei test, può essere effettuata una fase di bilanciamento manuale, regolando la posizione delle apparecchiature per ridurre l'offset e la coppia richiesta di conseguenza. È importante che l'accumulo di momento degli attuatori sia progettato per evitare la saturazione durante i test pianificati.
- **Compensazione meccanica:** un insieme di masse mobili viene utilizzato per modificare la distribuzione della massa interna del sistema, con l'obiettivo di compensare l'offset tra CR e CM e portare quindi $\mathbf{r}_B \rightarrow 0$; [18]

Nel secondo metodo, la distribuzione della massa del simulatore viene cambiata, manualmente o automaticamente, per allineare il CG con il CR del cuscinetto. Tuttavia regolare manualmente la posizione delle apparecchiature del simulatore per sovrapporre CG a CR non è sufficiente poichè non riusciremmo ad ottenere il grado di precisione desiderato. Vengono quindi aggiunte masse mobili e contrappesi che permettono, settata una configurazione di avere più gradi di libertà in termini di variazione della distribuzione di massa. Le masse possono essere mosse sia manualmente che automaticamente. Tuttavia la scelta ideale è un approccio ibrido.

Questo perchè nella fase manuale posizioniamo tutta l'attrezzatura necessaria ai test in modo da far entrare il CG nell'involucro di controllo dell'algoritmo di bilanciamento. Successivamente entrano in azione le masse scorrevoli con il loro algoritmo di posizionamento che ci permettono di portare l'offset e quindi la coppia gravitazionale entro i limiti tollerabili. I metodi automatici da soli infatti, non agiscono sull'offset iniziale, e per farlo richiederebbero una maggiore autorità di controllo, il che significa masse mobili più pesanti o spostamenti più lunghi. D'altro canto durante il processo di progettazione i simulatori potrebbero essere soggetti a modifiche o aggiornamenti e anche una piccola modifica o il rilocamento dei componenti del sistema richiede una

nuova esecuzione della procedura di bilanciamento manuale, richiedendo molto tempo. Se a questo però accoppio un algoritmo automatico posso ridurre significativamente i tempi da ore a pochi minuti. I metodi ibridi quindi, combinano i benefici dei due precedenti, riducendo l'offset iniziale nella fase manuale e applicando un controllo preciso nella fase automatica, dove l'autorità di controllo richiesta è minore.

Una procedura standard per bilanciare manualmente un simulatore di veicolo spaziale è descritta in [19], dove, ispezionando il movimento a pendolo del simulatore, le masse di bilanciamento vengono spostate per aumentare il periodo del movimento del pendolo. Questo metodo richiede più prove ed è limitato nelle applicazioni reali a causa delle restrizioni di movimento rotazionale del cuscinetto sferico. In [20] invece, vediamo com'è possibile, analizzando diversi punti di equilibrio, determinare la relazione tra il centro di massa del veicolo spaziale e le posizioni note delle masse di bilanciamento. Tuttavia, questo metodo richiede un notevole impegno di tempo e non garantisce una corretta stima del centro di massa. Il bilanciamento manuale è stato implementato anche in [21], dove il torque di disturbo gravitazionale è stato ridotto a 0,01 Nm. Un sistema automatico di bilanciamento delle masse invece, è stato proposto da Kim e Agrawal [22], dove sono stati utilizzati giroscopi a momento di controllo esterno per tracciare il momento angolare e determinare le posizioni di tre masse di prova. Esperimenti su una tecnica di bilanciamento automatico delle masse sono stati condotti in [23], dove il sistema sposta le masse di bilanciamento per compensare lo squilibrio derivante dalla differenza nell'impulso totale esercitato dagli attuatori durante il ciclo limite. Esistono anche sistemi automatici di bilanciamento delle masse progettati sulla base di stime dei minimi quadrati del centro di massa [24]. La limitazione di tali tecniche basate sui minimi quadrati è che il processo di stima e compensazione deve essere ripetuto più volte prima che si raggiunga un bilanciamento accurato oltre alla necessità di avere attuatori in grado di fornire input noti.

Il lavoro qui presentato combina una legge di controllo per il bilanciamento planare che compensa l'offset lungo X ed Y ed un filtro di Kalman esteso che permette di stimare l'offset verticale e di conseguenza muovere le masse per eliminarlo. L'idea di fondo è che, poiché la coppia che può essere generata dalle masse mobili è fisicamente confinata nella direzione perpendicolare al campo gravitazionale, il disturbo torcente agendo nello stesso sottospazio può essere compensato tramite una legge di retroazione. Infatti, supponendo che il simulatore sia bilanciato nelle due direzioni perpendicolari al campo gravitazionale e che stia ruotando lungo la direzione del campo gravitazionale, la posizione della massa mobile in tale direzione non influenza il movimento. La compensazione è ottenuta quindi, attraverso una legge di controllo non lineare dell'assetto, modificata per adattarsi al nostro sistema vincolato. Il controllore mira a portare la piattaforma in una rotazione pura attorno al vettore gravitazionale, con il piano x-y del sistema solidale al corpo perpendicolare alla verticale locale.

I quaternioni d'assetto e i valori di velocità angolare, necessari al controllore, sono resi disponibili grazie all'unità di misura inerziale (IMU) che andrà necessariamente montata sulla piattaforma. Una volta che l'offset nelle due direzioni perpendicolari al campo gravitazionale è noto, la terza componente può essere stimata tramite un filtro di Kalman esteso e poi compensata in modo da eliminare del tutto il disturbo e assicurarci che il simulatore ruoti attorno al CR.

Gli algoritmi qui sviluppati presuppongono un'inerzia costante e diagonale. Tuttavia a livello sperimentale per migliorare le prestazioni sarà sicuramente necessaria una procedura di identificazione del modello tramite minimi quadrati che permetterà di ricavare l'inerzia del modello in maniera più accurata rispetto all'ottenerla dai vari modelli CAD o in Simscape. In questo lavoro non è stata sviluppata una procedura di questo tipo principalmente perchè non avendo la piattaforma reale ancora a disposizione e quindi nessuna lettura sensoristica, sviluppare un algoritmo di identificazione non sarebbe stato rilevante. Avendo però integrato anche la progettazione delle reaction wheels come attuatori, implementare la procedura sarà più semplice. Un esempio di tecnica di identificazione a cui si può far riferimento è quella sviluppata dall'Università di Bologna che stima il vettore CG-CR insieme ai parametri di inerzia campionando le rotazioni oscillanti libere del sistema nel caso non si abbiano a disposizione attuazioni. [25]

4.2 Transversal Imbalance Compensation

4.2.1 Mathematical Framework

La piattaforma rotante può essere vista come un corpo rigido a cui sono collegate delle masse puntiformi che si muovono linearmente. Il movimento della piattaforma viene descritto considerando il centro di rotazione fissato in un punto del sistema di coordinate inerziali, mentre le masse di bilanciamento sono libere di muoversi lungo un insieme di assi ortogonali perfettamente allineati con gli assi del sistema di riferimento della piattaforma. Il sistema di riferimento fisso sarà quello centrato sul CR, mentre il riferimento del body, sarà preso coincidente con il riferimento dell'IMU come mostrato in Fig. 4.2.

Per descrivere la cinematica rotazionale della piattaforma, si utilizza una rappresentazione mediante quaternioni, dove la velocità angolare assoluta $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ e il quaternioni che descrive l'orientamento $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ sono collegati dalla seguente equazione:

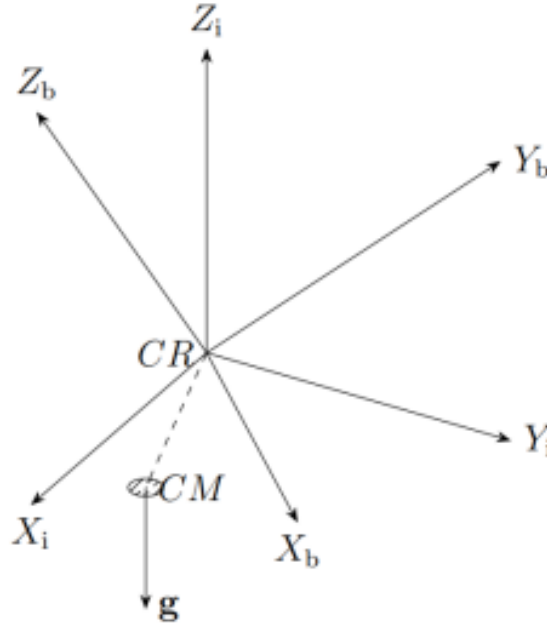


Figura 4.2: Riferimento Inerziale e Body-Fixed

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

L'orientamento del sistema di riferimento del corpo rispetto al sistema di coordinate inerziali può essere espresso tramite la matrice di rotazione R_i^b , che dipende dai quaternioni e si scrive come:

$$R_i^b = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 - q_4q_3) & 2(q_1q_3 + q_4q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_4q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 - q_4q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_4q_2) & 2(q_1q_3 + q_4q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Si considera che le tre masse di bilanciamento si spostino lungo direzioni di vettori unitari $[u_1 \ u_2 \ u_3]^T$, allineati agli assi del sistema di riferimento della piattaforma $[x^b \ y^b \ z^b]^T$. Sebbene le direzioni dei vettori possano essere scelte liberamente, il modello si semplifica ulteriormente considerando che gli spostamenti delle masse di bilanciamento possano creare uno spostamento tridimensionale. Se definiamo ρ_1, ρ_2, ρ_3 come le posizioni iniziali delle masse e d_1, d_2, d_3 le distanze lungo le direzioni dei vettori unitari, le posizioni finali delle masse rispetto all'origine del simulatore

sono:

$$r_i = \rho_i + d_i u_i \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.4)$$

Nota la massa totale del simulatore m , inclusa la somma delle masse di bilanciamento $m_B = m_1 + m_2 + m_3$, l'offset tra il centro di massa (CG) e il centro di rotazione (CR) è dato da:

$$r_{\text{off}} = \frac{1}{m} \int r \, dm = \frac{1}{m} \left[(m - m_B) r_0 + \sum_{i=1}^3 m_i r_i \right] \quad (4.5)$$

dove r_0 è la posizione del CG senza le masse di bilanciamento.

Per derivare le equazioni del moto rotazionale del simulatore rispetto al CR, è utile scrivere la matrice di inerzia come la somma dell'inerzia della piattaforma senza le masse di bilanciamento $\hat{J}_S$ e il contributo delle masse di bilanciamento, che viene calcolato come:

$$\hat{J} = \hat{J}_S + \sum_{i=1}^3 (-m_i [r_i \times] [r_i \times]) \quad (4.6)$$

Le equazioni di dinamica rotazionale del simulatore nel sistema di riferimento inerziale, tenendo conto della coppia di ingresso τ_r , sono:

$$\dot{\Gamma} + \omega \times \Gamma = r_{\text{off}} \times m g^b + \tau_r \quad (4.7)$$

dove Γ è il momento angolare, m è la massa totale del simulatore, r_{off} è il vettore di offset costante dal centro di rotazione al centro di massa e g è il vettore dell'accelerazione gravitazionale.

Il vettore dell'accelerazione gravitazionale g^b è espresso nel sistema di riferimento del corpo come:

$$g^b = R_i^b(q) g^i \quad (4.8)$$

In linea di principio, il momento angolare totale Γ è calcolato come:

$$\Gamma = J\omega + \sum_{i=1}^3 r_i \times m_i \dot{r}_i \quad (4.9)$$

Tuttavia, il lato destro dell'equazione può essere trascurato. Ciò porta all'equazione dinamica, identica a quella già introdotta in 4.1:

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega = r_{off} \times mg^b + \tau_r \quad (4.10)$$

L'unico momento di controllo fornito è dovuto alle masse di bilanciamento. Per semplicità, assumiamo di lavorare con solo 3 masse di uguale entità, seppur come già spiegato noi ne useremo di più per alzare l'autorità di controllo. Quindi $m_B = 3m_b$, e

$$\tau_r = m_b \sum_{i=x,y,z} r_i \times g^b \quad (4.11)$$

che è chiaramente vincolato a giacere nella direzione normale sia al vettore di posizione delle masse sia alla direzione del campo gravitazionale.

Una volta progettata una legge di controllo, gli spostamenti delle masse di controllo r_i necessari per generare il momento desiderato possono essere calcolati secondo quanto segue:

$$\mathbf{r} = \frac{\mathbf{g}^b \times \tau_r}{\|\mathbf{g}^b\|^2 m_b} \quad (4.12)$$

La compensazione di due componenti del vettore di offset può essere realizzata tramite una legge di controllo con retroazione dell'orientamento, proiettata sul sottospazio ortogonale alla direzione gravitazionale, come mostrato nella prossima sottosezione.

4.2.2 Planar Balancing Control Law

Il vettore di offset dal centro di rotazione al centro di massa r_{off} è un vettore tridimensionale. Nel seguito, viene mostrato che un bilanciamento automatico può essere ottenuto per due delle tre componenti dell'offset utilizzando una legge di controllo con retroazione non lineare. La legge di controllo proposta si basa su una proiezione della legge di controllo dell'assetto con compensazione di disturbi sconosciuti, sviluppata in [26] e di seguito viene velocemente riportata una riformulazione fatta a opera di [24].

Assumiamo che l'assetto target sia descritto dal quaternion $\mathbf{q}_{ref} = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$, equivalente all'allineamento di z^b e g^b . L'obiettivo della legge di controllo è portare il vettore $\mathbf{q}_e = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ a zero asintoticamente. Date le equazioni dinamiche in forma matriciale:

$$[J]\dot{\omega} = -[\tilde{\omega}]J\omega + \tau_r + \Delta L \quad (4.13)$$

dove ΔL rappresenta il vettore dei disturbi sconosciuti, assunto limitato, e $[\tilde{\omega}]$ denota la matrice di prodotto incrociato antisimmetrica costruita dagli elementi di ω . Per la nostra applicazione, il disturbo non modellato è il momento gravitazionale residuo. In [2] viene mostrato che un disturbo sconosciuto può essere compensato introducendo uno stato integrale $z(t)$:

$$z(t) = \int_0^t K q_4 q_e dt + J\omega \quad (4.14)$$

da utilizzare in uno stato aumentato, definito come $x = [q_e, \omega, z]^T$. Si noti che se una legge di controllo costringe $z(t)$ a rimanere limitato, allora q_e sarà portato a zero per progettazione. Utilizzando una coppia di controllo nella forma:

$$\tau_r = -K q_4 q_e - [D]\omega - [D]K_I z + [\tilde{\omega}]J\omega \quad (4.15)$$

il sistema raggiunge una dinamica closed loop. K e K_I sono guadagni scalari positivi, e $[D]$ è una matrice definita positiva.

$$J\dot{\omega} + K q_4 q_e + [D]\omega + [D]K_I z = 0 \quad (4.16)$$

che, a sua volta, rende il sistema stabile secondo Lyapunov all'origine. Questo può essere mostrato applicando il teorema inverso di Lyapunov alla seguente funzione candidata definita positiva:

$$V(q_e, \omega, z) = \frac{1}{2}\omega^T J\omega + K q_e^T q_e + \frac{1}{2}z^T K_I z \quad (4.17)$$

la cui derivata temporale, lungo le traiettorie del sistema con la coppia di controllo data dall'equazione 4.15, assume la forma semidefinita negativa:

$$\dot{V}(q_e, \omega, z) = -(\omega + K_I z)^T [D](\omega + K_I z) \quad (4.18)$$

Successivamente, devono essere ispezionati i derivati di ordine superiore per verificare la stabilità asintotica, che è effettivamente garantita. Per un ΔL non nullo, la prima derivata della funzione di Lyapunov non è semidefinita negativa e la stabilità di z e q_e non è garantita, poiché:

$$\dot{V}(q_e, \omega, z) = -(\omega + K_I z)^T ([D](\omega + z^T K_I) - \Delta L) \quad (4.19)$$

Tuttavia, per un ΔL limitato, ω e z non possono crescere in modo illimitato. Per valori sufficientemente grandi di ω e z , il termine $-(\omega + K_I z)^T [D](\omega + z^T K_I)$ dominerà e la funzione di Lyapunov diventerà negativa. Per definizione, z converge a un valore finito e sia $\dot{\omega}$ che q_e devono cadere a zero, mentre ω converge a zero a causa della relazione cinematica.

La legge di controllo riportata in Eq. 4.15 deve essere modificata poiché la piattaforma rotante è sottoattuata. La coppia generata dallo spostamento delle masse è infatti, come già detto, vincolata a rimanere nel sottospazio perpendicolare al

vettore gravitazionale. Tuttavia, è possibile compensare parzialmente l'errore del quaternioni utilizzando un approccio basato sulla proiezione della legge di controllo. Questo metodo consiste nel decomporre le variabili di stato vettoriali in due componenti: una proiezione lungo g^b e una proiezione complementare nel sottospazio perpendicolare, come segue. Dato l'operatore di proiezione:

$$P_p(q) = \left[I - \frac{g_b g_b^\top}{\|g_b\|^2} \right] \quad (4.20)$$

e le variabili di stato proiettate:

$$\omega_p = P_p(q) \omega, \quad q_{ep} = P_p(q) q_e, \quad z_p(t) = P_p(q) z(t) \quad (4.21)$$

Si può costruire una funzione di Lyapunov modificata:

$$V(\omega, q_{ep}, z_p) = \frac{1}{2} \omega^\top J \omega + K q_{ep}^\top q_{ep} + \frac{1}{2} z_p^\top K_I z_p \quad (4.22)$$

Questa scelta consente di stabilizzare la piattaforma con l'asse z^b allineato con z^i , indipendentemente dall'orientamento attorno alla verticale locale. Tale condizione può essere ottenuta portando q_{ep} e ω_p a zero. In questo modo, l'unica componente del vettore di offset non compensata dalle masse bilancianti sarebbe lungo l'asse z^b . Argomentando in modo euristico, possiamo sostenere che una versione proiettata della legge di controllo in Eq. 4.15 :

$$\tau_r = -K q_4 q_{ep} - [D] \omega_p - [D] K_I z_p + P_p(q)([\tilde{\omega}] J \omega) \quad (4.23)$$

possa stabilizzare il sistema. Infatti, si può dimostrare che la derivata temporale della funzione di Lyapunov:

$$\dot{V}(\omega, q_{ep}, z_p) = (\omega + K_I z_p)^\top (K q_4 q_{ep} + [J] \dot{\omega}) \approx -(\omega_p + K_I z_p)^\top [D] (\omega_p + K_I z_p) \leq 0 \quad (4.24)$$

è approssimativamente ottenuta, fatta eccezione per un termine di accoppiamento giroscopico, considerato trascurabile rispetto al termine definito negativo sul lato destro.

Similmente all'analisi del sistema completamente attuato, occorre ispezionare le derivate di ordine superiore per affermare che $\lim_{t \rightarrow \infty} q_{ep}(t) = 0$. Il sistema converge verso il più grande set invariante Ω contenuto nello spazio definito dalla funzione di Lyapunov. Poiché la funzione di Lyapunov è stabile, sul set $\dot{V} = 0$ vale:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} ([D](\omega_p + K_I z_p^T) - \Delta L) = 0 \quad (4.25)$$

Poiché ω_p è nullo, $\lim_{t \rightarrow \infty} z_p = [D]^{-1} K_I^{-1} \Delta L$ e il feedback in retroazione compenserà il disturbo esterno sconosciuto.

Una versione semplificata del feedback puo' essere scritta come:

$$\tau_r = -K q_4 q_{ep} - [D] \omega_p - [D] K_I z_p \quad (4.26)$$

in modo da eliminare un termine dipendente dalla matrice di inerzia. L'equazione 4.26 è stata quindi adottata come versione operativa per il bilanciamento planare nella nostra simulazione su Simscape e si è visto che lavora adeguatamente. La coppia così calcolata infatti, entrerà nell' Eq. 4.12 per consentirci di trovare lo spostamento necessario alle masse per riallineare orizzontalmente i due riferimenti.

Questa legge di controllo è progettata per ridurre l'errore di orientamento dato da q_e a zero asintoticamente. La proiezione dei termini nella legge di controllo serve a ridurre l'influenza di componenti non utili per il bilanciamento planare, come quelle parallele al vettore gravitazionale, e quindi a semplificare l'implementazione del controllo in un sistema sottattuato. Il termine integrativo permette di gestire disturbi a lungo termine, mentre il termine derivativo aiuta a smorzare e stabilizzare la risposta dinamica del sistema. L'uso della funzione di Lyapunov come criterio di stabilità assicura che, a lungo termine, il sistema raggiunga uno stato stabile con errori di orientamento e velocità angolare che convergono verso zero.

4.3 Vertical Imbalance Compensation

Poiché gli offset lungo le direzioni X e Y sono bilanciati grazie alla metodologia di sopra, l'offset nella rimanente direzione lungo z^b deve essere compensato. La stima parametrica in questo lavoro è stata condotta utilizzando un filtro di Kalman esteso (EKF). Il filtro di Kalman esteso permette di stimare lo stato di un sistema dinamico descritto da equazioni non lineari come appunto 4.10. Per il sistema dinamico descritto da quest'equazione, sia un filtro di Kalman Unscented che l'EKF possono essere utilizzati, e le performance previste sono simili.

Le caratteristiche con cui questo filtro agisce sono 2: [27]

1. **Linearizzazione del sistema:** poiché l'EKF è progettato per sistemi non lineari, la prima fase consiste nella linearizzazione locale del modello attorno alla stima corrente dello stato. Questo viene realizzato calcolando le matrici jacobiane delle funzioni di transizione dello stato e di osservazione, rispetto allo stato e ai parametri del modello. Queste permettono di approssimare le funzioni non lineari come se fossero lineari intorno al punto di equilibrio, ovvero lo stato attuale.

2. **Aggiornamento del passo di stima:** l'EKF utilizza un ciclo iterativo per predire e aggiornare lo stato stimato. Il ciclo si compone di due fasi principali: la fase di previsione e la fase di aggiornamento.

Nella fase di previsione, lo stato successivo viene stimato secondo le leggi del modello dinamico e viene aggiornata la matrice di covarianza della stima dello stato per riflettere l'incertezza nei parametri e nelle misure. Nella fase di aggiornamento poi, il filtro corregge la previsione del sistema basandosi sulle nuove misurazioni osservate e viene così calcolato il guadagno di Kalman K che tiene conto dell'incertezza sia nelle previsioni che nelle misure. La stima dello stato viene aggiornata quindi in base alle misurazioni $y(t)$ utilizzando il guadagno di Kalman e così anche la covarianza dell'errore per riflettere l'incertezza della nuova stima secondo le leggi:

$$\begin{aligned}\hat{x}_k &= \hat{x}_{k-1} + K(y_k - h(\hat{x}_{k-1})) \\ P_k &= (I - KH)P_{k-1}(I - KH)^T + KRK^T\end{aligned}\tag{4.27}$$

In questo studio, l'EKF stima l'offset r_z^{off} mediante un approccio standard che include questo parametro sconosciuto nello spazio di stato. [28]

Per scrivere il sistema nella forma spazio-stato, definiamo il vettore di stato del sistema continuo come $x = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ r_z^{\text{off}}]^T$, dove il parametro sconosciuto r_z^{off} è stato incluso nello stato con la dinamica $\dot{r}_z^{\text{off}} = 0$.

La coppia di disturbo dovuta allo sbilanciamento lungo l'asse z^b è:

$$r^{\text{off}} \times mg^b = \begin{bmatrix} -mg_y^b r_z^{\text{off}} & mg_x^b r_z^{\text{off}} & 0 \end{bmatrix}^T\tag{4.28}$$

Pertanto, la dinamica del simulatore nella forma spazio-stato è data da:

$$\dot{x} = f(x) + d(t)\tag{4.29}$$

dove

$$f = \begin{bmatrix} J^{-1} \left((-\omega \times J\omega) + \begin{bmatrix} -m \cdot g_y^b \cdot r_z^{\text{off}} \\ m \cdot g_x^b \cdot r_z^{\text{off}} \\ 0 \end{bmatrix} \right) \\ 0 \end{bmatrix}\tag{4.30}$$

dove J è l'inerzia del simulatore, m la sua massa, ω il vettore velocità angolare e $d(t)$ rappresenta il rumore di processo. Le misure sono la velocità angolare data dall'unità di misura inerziale (IMU) e l'equazione delle uscite è quindi data da $y = Hx + v(t)$ dove:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.31)$$

con $v(t)$ che rappresenta il rumore di misura.

Il modello su cui il filtro andrà ad operare è quindi definito da queste equazioni. Tuttavia, per stimare correttamente l'offset nell'ultima direzione utilizzando l'EKF, è necessario analizzare l'osservabilità del parametro sconosciuto. In [28] la definizione di osservabilità è applicata alla dinamica del simulatore. Una variabile z è osservabile in un dominio U se, per due traiettorie diverse del sistema, le misurazioni $h(\xi_1, u)$ e $h(\xi_2, u)$ sono uguali. In questo caso allora anche $z(t, \xi_1, u) = z(t, \xi_2, u)$ è uguale per ogni t nell'intervallo considerato.

Invece se U è un insieme aperto, la variabile z è osservabile localmente se la matrice jacobiana della funzione che descrive le misurazioni (derivata rispetto allo stato ξ e all'input u) ha rango completo.

Nel nostro caso, definite le misure Y come:

$$Y = (\omega) \\ DY = (\dot{\omega}) = \left[J^{-1} \left((-\omega \times J\omega) + \begin{bmatrix} -m \cdot g_y^b \cdot r_z^{\text{off}} \\ m \cdot g_x^b \cdot r_z^{\text{off}} \\ 0 \end{bmatrix} \right) \right] \quad (4.32)$$

Il jacobiano di $[Y \ DY]^T$ sarà:

$$G = \frac{\partial}{\partial X} \begin{pmatrix} Y \\ DY \end{pmatrix} \quad (4.33)$$

Facendo le dovute sostituzioni ed i calcoli necessari, arriviamo a dire che la matrice jacobiana G ha rango pieno (cioè, il sistema è localmente osservabile) se $g_y^b, g_x^b \neq (0, 0)$. Questa condizione può essere soddisfatta se il simulatore è in una condizione di 'tumbling' sotto l'influenza della coppia gravitazionale. Per questa ragione, per stimare il parametro sconosciuto r_z^{off} , inizialmente il simulatore dovrà essere messo in rotazione, fornendo una velocità angolare con componenti in tutte e tre le direzioni. Dopo che r_z^{off} è stato stimato, le masse scorrevoli verticali possono essere spostate lungo z^b per compensare l'offset in quella direzione, concludendo così il bilanciamento automatico in tutte e tre le direzioni.

Capitolo 5

Simulation

La robustezza e l'accuratezza della procedura di bilanciamento sono stati validati tramite un modello numerico realizzato grazie a Simscape Multibody. Questo è un software di simulazione basato su Matlab/Simulink, che consente di costruire modelli meccanici complessi utilizzando un approccio a blocchi grafici, senza dover scrivere direttamente equazioni differenziali o matrici cinematiche. È possibile rappresentare infatti corpi rigidi, giunti, sensori ed attuatori consentendo di studiare il moto dei corpi nello spazio sotto l'effetto della gravità.

In particolare, abbiamo deciso, utilizzando il blocco Simulink Variant Subsystem, di dividere il modello secondo 3 fasi distinte, in modo da poterle valutare e studiare separatamente.

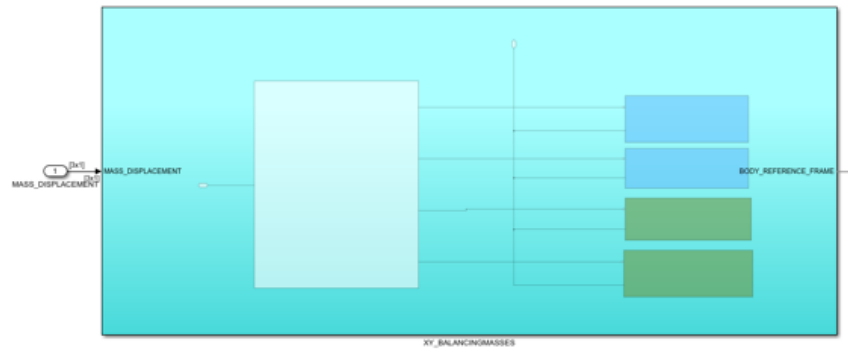
Nella prima fase vediamo agire l'algoritmo di bilanciamento planare in seguito a uno squilibrio causato da una massa puntiforme posta sopra la piattaforma.

Nella seconda fase vediamo invece, il filtro di Kalman esteso che stima l'offset e di seguito le masse verticali che si muovono per compensarlo secondo la legge 3.1. Nell'ultima infine vedremo in azione l'algoritmo di controllo delle Reaction Wheels, che costituisce l'ADCS, in modo da validare la struttura teorizzata fin ora. Possiamo passare da una fase ad un'altra cambiando il valore di una variabile di controllo settata nel file di configurazione e chiamata **phase**.

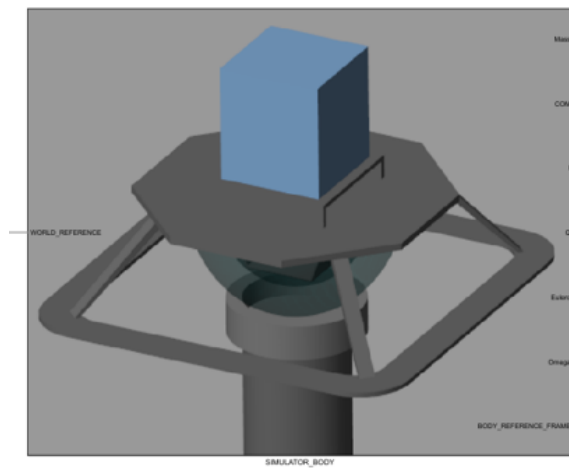
Tutta la struttura fisica del simulatore è racchiusa in un blocco che prende come entrate, oltre alla connessione con il World, lo spostamento che le masse devono realizzare per bilanciare sul piano e la coppia che le RW devono fornire per una rotazione desiderata. I blocchi al suo interno invece sono 3 come mostrato dalla Figura 5.1 :

- **Horizontal Balancers;**
- **Simulator Body;**
- **Reaction Wheels**

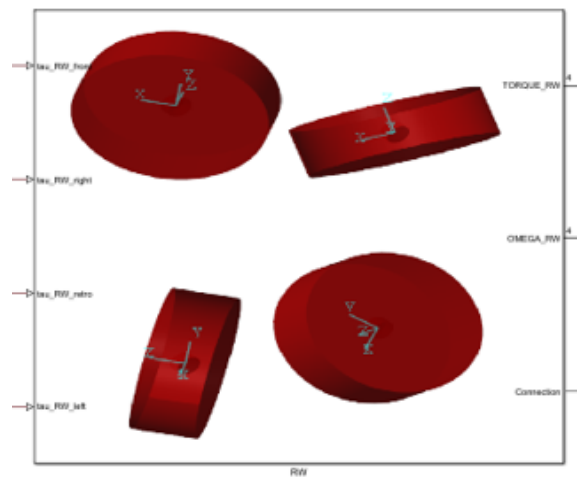
All'interno del blocco Simulator Body alloggiano tutti i componenti principali, ed è qui che vanno allocati quelli che saranno aggiunti.



(a) Horizontal Balancers



(b) Simulator Body



(c) Reaction Wheels

Figure 5.1: Simulation Model Main Blocks

5.1 Phase 1

Partiamo dalla prima fase, nella quale è stato implementato tramite blocchi l'algoritmo di controllo approfondito nella sezione 4. In particolare due sono i blocchi che realizzano l'algoritmo: il primo calcola la coppia necessaria per realizzare il bilanciamento ed il secondo la converte nello spostamento che le masse devono avere per ottenere quella coppia secondo la legge 4.12. Le masse sono quindi pilotate fornendogli lo spostamento necessario che alimenta le coppie prismatiche con cui sono stati modellati i carrelli che si muovono sulle guide. Per modellare lo sbilanciamento che mette in moto il sistema, una massa squilibrante è stata posta sopra la piattaforma. Il suo peso è di circa 0.4 Kg e a causa della sua posizione genera circa 2 mm di offsett lungo X e circa 1.3 mm lungo Y. Nelle immagini seguenti possiamo vedere il primo blocco che computa la torque di controllo ed un frame della simulazione in cui lo squilibrio è ben evidente essendo il brick di colore rosso.

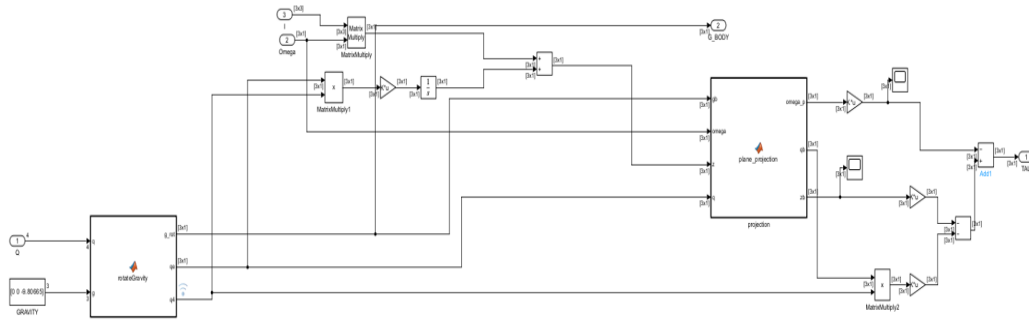


Figura 5.2: Torque for Planar Balancing

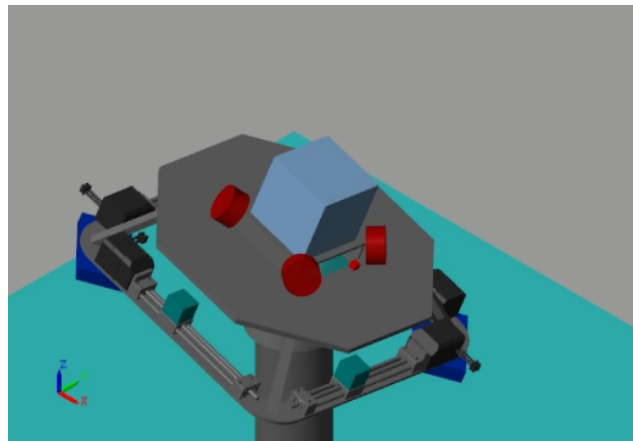
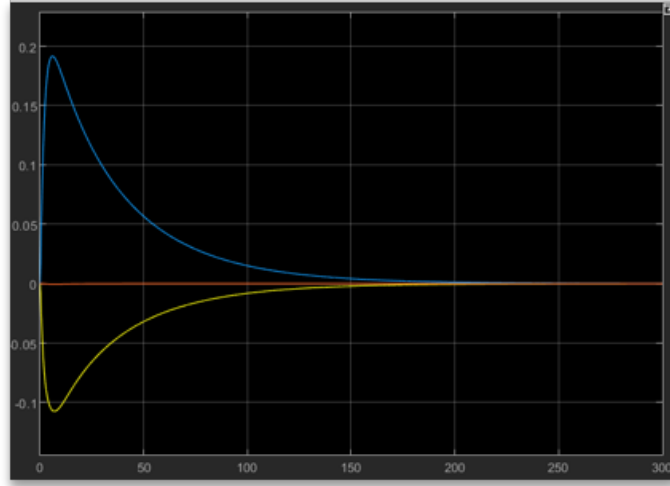


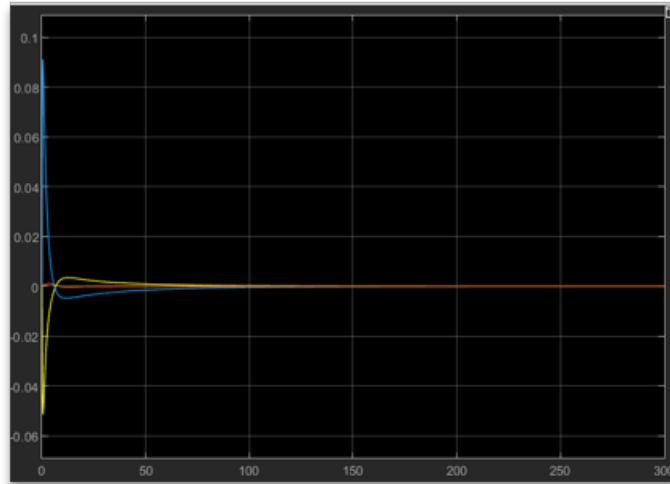
Figura 5.3: Phase 1 Simulation Frame

Essendo lo squilibrio cospicuo, non vedremo il simulatore oscillare attorno al CR;

senza controllo infatti, cadrebbe fino ad urtare il piedistallo di supporto. Per questo motivo i guadagni sono settati su valori alti e le masse reagiscono subito controbilanciando il sistema e impedendogli di cadere. Possiamo vedere dai grafici come dopo circa 150 s la proiezione planare dell'errore di assetto q_{ep} converge a zero e lo stesso sarà per la proiezione della velocità angolare del simulatore ω_p .



(a) Quaternion Error Plane Projection



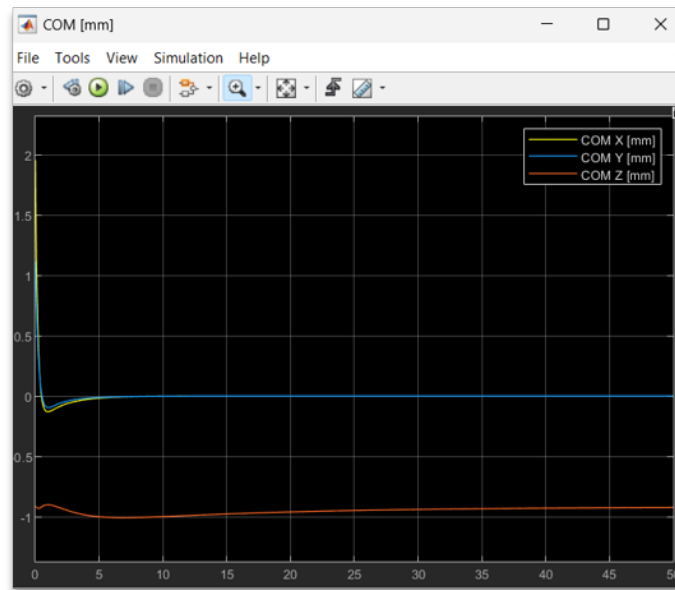
(b) Simulator Angular Velocity Plane Projection

Figura 5.4: Planar State Variables

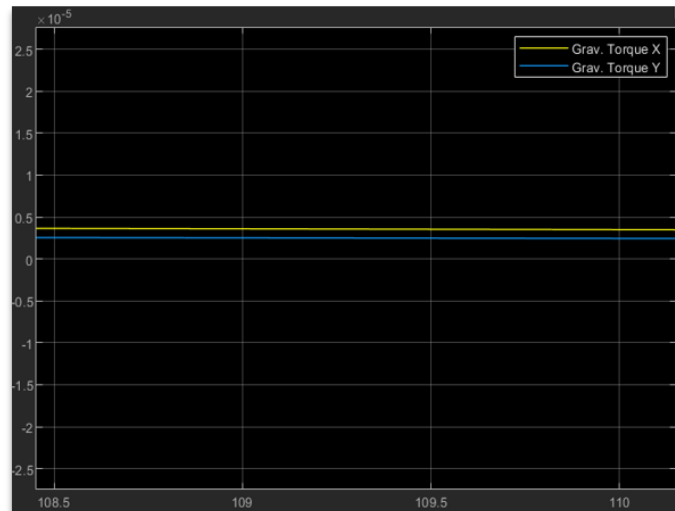
Vediamo dai grafici che il sistema torna alla configurazione allineata sul piano dopo circa 150 secondi. Per quanto riguarda le componenti orizzontali dell'offset del centro di massa invece, possiamo vedere dalla Fig. 5.5 come dopo 5 secondi il sistema inizi a convergere e il CM si vada subito a sovrapporre al CR. Questo perchè

come detto essendo i guadagni alti e lo squilibrio elevato le masse devono muoversi immediatamente per impedire al simulatore di cadere.

Infine notiamo che la coppia gravitazionale risultante si assesta su valori dell'ordine di 10^{-6} Nm, un ottimo valore in perfetto accordo con i valori di riferimento per gli algoritmi studiati in letteratura; tuttavia c'è da dire che non avendo modellato rumore e dinamica dei sensori i risultati potrebbero non essere realmente accurati e le analisi sperimentali potrebbero non portare allo stesso grado di precisione nella compensazione.



(a) CG Offset



(b) Residual Gravitational Torque

Figura 5.5: Planar Balance Results

5.2 Phase 2

Bilanciato il simulatore sul piano, il modello dinamico sarà quello discusso nella sezione riguardante il filtro di Kalman. Il filtro è stato realizzato utilizzando il blocco EKF di Simulink a cui sono state fornite le equazioni di stato e misure. Le matrici di covarianza invece sono state calibrate dopo vari tentativi e sono settate come in Figura 5.6. Non avendo introdotto nel modello la dinamica dei sensori e il relativo rumore, le misure di velocità che sarebbero fornite dai giroscopi sono quelle reali e perciò l'incertezza sulle misure è settata su bassi valori.

```
%KALMAN FILTER MATRIX
Q=diag([10e-4^2;10e-4^2;10e-4^2;3*10e-7^2]);
Po=diag([0.2^2;0.2^2;0.2^2;2*10e-3^2]);
R=diag([0.000024^2;0.000021^2;0.000027^2]);
```

Figura 5.6: Covariance Matrix

Nei grafici sottostanti vediamo i risultati della simulazione di questa fase. Data all'EKF una condizione iniziale per il parametro da stimare sicuramente sbagliata; vediamo dopo qualche secondo che la differenza tra l'offset verticale stimato e quello reale converge a zero. Come anticipato precedentemente, per assicurare l'osservabilità della variabile, al simulatore è stata data una velocità angolare iniziale lungo tutte le componenti, ricreando una situazione di 'tumbling' sotto l'effetto della gravità. Dopo aver stimato l'offset quindi si possono muovere le 2 masse adibite a bilanciatori verticali secondo la legge 3.1, dalla quale ci troviamo lo spostamento che la massa deve realizzare per compensare l'offset stimato. Siamo quindi in una situazione di coincidenza tra CR e CG e quindi possiamo testare correttamente il funzionamento dell'ADCS.

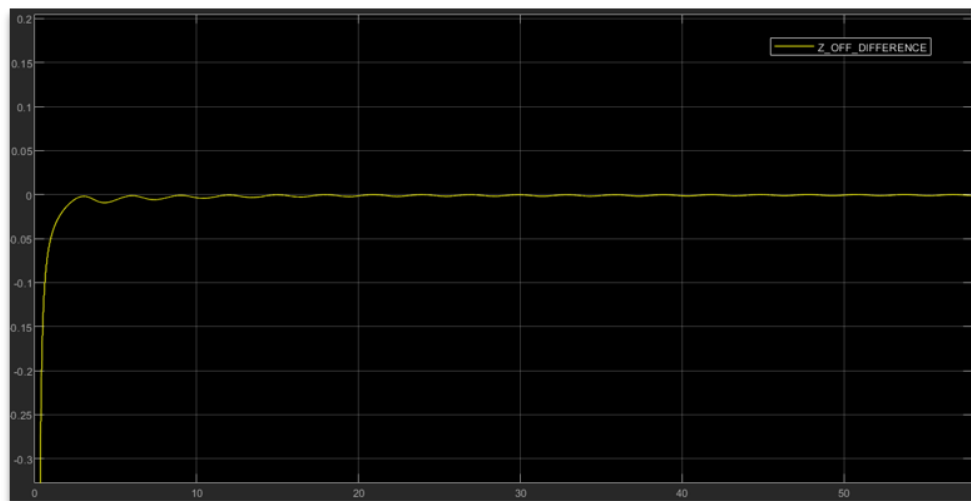


Figura 5.7: Difference between Real and Estimated Offset

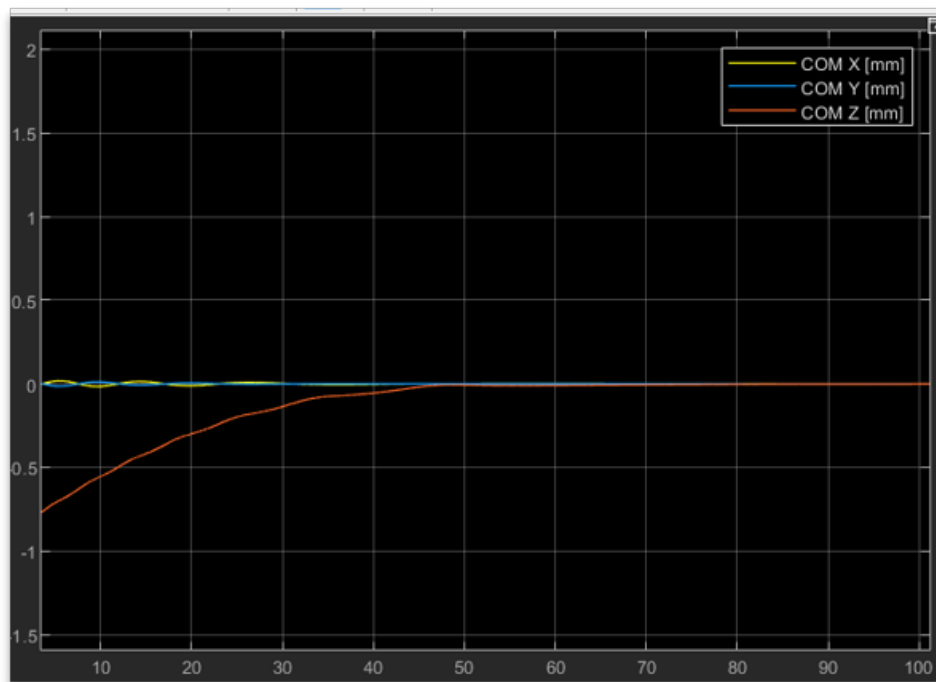


Figura 5.8: Vertical Imbalance Compensation

5.3 Phase 3

L'ultima fase è quella di test e validazione dell'ADCS, costituito da un controllore PD che pilota le 4 Reaction Wheels sopra la piattaforma. Il controllore è stato sintetizzato manualmente trovando le espressioni dei guadagni proporzionale e derivativo in funzione di una frequenza naturale e uno smorzamento imposti. Il simulatore infatti, è assimilabile ad un'inerzia di cui vogliamo controllare l'orientamento. Scrivendo le varie funzioni di trasferimento in uno schema a blocchi tipico di un controllore PD quindi abbiamo trovato le seguenti espressioni per i guadagni:

```
%% RW PD CONTROLLER PARAMETERS
w_d = .6; % Natural frequency of the controller
zeta_d = .9; % Damping of the controller
kp = (w_d^2)*I_tot; % Proportional Gain obtained through transfer function equation
kv = 2*zeta_d*w_d*I_tot; % Derivative Gain obtained through transfer function equation
```

Figura 5.9: Proportional e Derivative Gain

I valori di controllo imposti, come vediamo, sono abbastanza alti; questo poichè vogliamo un sistema pronto e ben smorzato. Nello schema di controllo realizzato forniamo una legge di velocità trapezoidale del simulatore come riferimento. Dopo averla integrata per trovare la guidance in posizione angolare, entra nel sistema di

controllo e da qui passiamo dalle coppie necessarie a realizzare quello spostamento, alle coppie che ciascuna ruota deve fornire, tramite la pseudoinversa della matrice di distribuzione della coppia, secondo la legge 3.8. Il limite di saturazione delle ruote è settato a 0.003 Nm ed è rappresentato dal blocco Saturation.

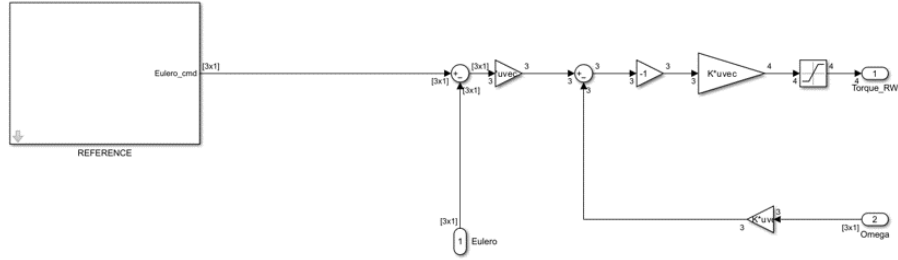


Figura 5.10: PD RWs Controller

Gli angoli di riferimento a cui vogliamo portare il simulatore si impostano direttamente cliccando il blocco 'REFERENCE'. Avendo sviluppato il controllore con l'orientamento espresso con angoli di Eulero siamo limitati nelle manovre in imbardata ad angoli inferiori a 90° , per evitare di incorrere nella singolarità del giunto che fa fallire la simulazione. Nella Fig. 5.12 vediamo i risultati della manovra. Dopo 40 secondi il simulatore raggiunge perfettamente l'attitude desiderata per una manovra di $[10^\circ; -10^\circ; 50^\circ]$ in roll, pitch e yaw. Questa risulta essere una manovra abbastanza standard, mentre una manovra limite in cui il simulatore rischia di arrivare ad urtare il piedistallo sottostante è addirittura $[30^\circ; -30^\circ; 70^\circ]$. Tutte le simulazioni sono state realizzate con un Cubesat di payload 4 Kg.

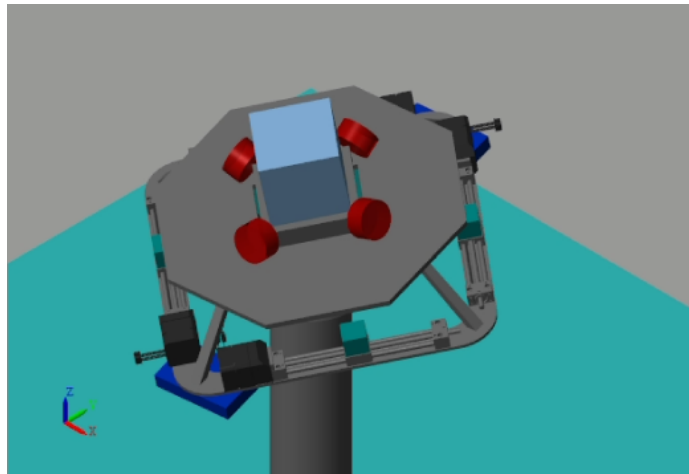


Figura 5.11: Simulator After $[10^\circ; -10^\circ; 50^\circ]$ Maneuver

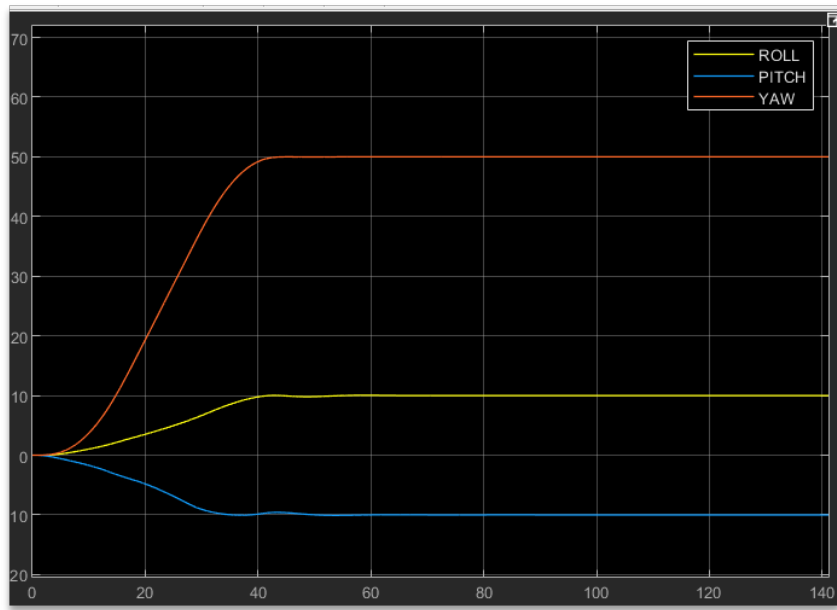


Figura 5.12: Result Attitude

Notiamo come l'orientamento desiderato viene raggiunto perfettamente dal simulatore. Questo è vero solo se abbiamo prima svolto le due fasi precedenti e siamo sicuri di avere un CG sovrapposto al CR. Se infatti così non fosse, si vede bene dalle simulazioni come il sistema presenta sempre un errore a regime che non gli permette di raggiungere l'assetto desiderato. Dimostriamo così come la procedura di bilanciamento risulta fondamentale per il test adeguato degli ADCS, senza far sì che questi ultimi intervengano anche per compensare la coppia gravitazionale.

5.4 Montecarlo Simulation

Nel finale, è stata condotta una simulazione Montecarlo per studiare i cambiamenti nelle performance delle Reaction Wheels facendo variare un certo range dei parametri determinanti. Le simulazioni Montecarlo costituiscono un metodo numerico che utilizza la generazione di numeri casuali per analizzare sistemi complessi e ottenere stime statistiche di grandezze di interesse. Questo approccio è particolarmente utile quando un problema è troppo difficile da risolvere analiticamente, ma può essere studiato esplorando un gran numero di possibili scenari. Il metodo consiste nel ripetere più volte la simulazione del sistema, variando in modo casuale i parametri incerti, e analizzando i risultati per ottenere informazioni sulla probabilità di certi eventi o sulle proprietà medie del sistema. In particolare abbiamo voluto studiare la variazione delle prestazioni influenzata da parametri quali inerzia del simulatore e grandezze con cui costruiamo i riferimenti di traiettoria per l'algoritmo di controllo.

Nel blocco 'REFERENCE' del modello infatti viene calcolato un profilo di velocità trapezoidale che il simulatore deve avere per raggiungere l'attitude desiderato e che dipende dallo spostamento angolare totale θ_{tot} , la frazione di accelerazione o decelerazione del profilo n e il tempo totale in cui effettuare la manovra t_{tot} .

In Figura 5.13 vediamo le 3 componenti di velocità angolare di riferimento per il simulatore con un n pari a 0.33, t_{tot} pari a 40 s e gli angoli θ_{tot} di attitude desiderata sono quelli della manovra $[10^\circ; -10^\circ; 50^\circ]$.

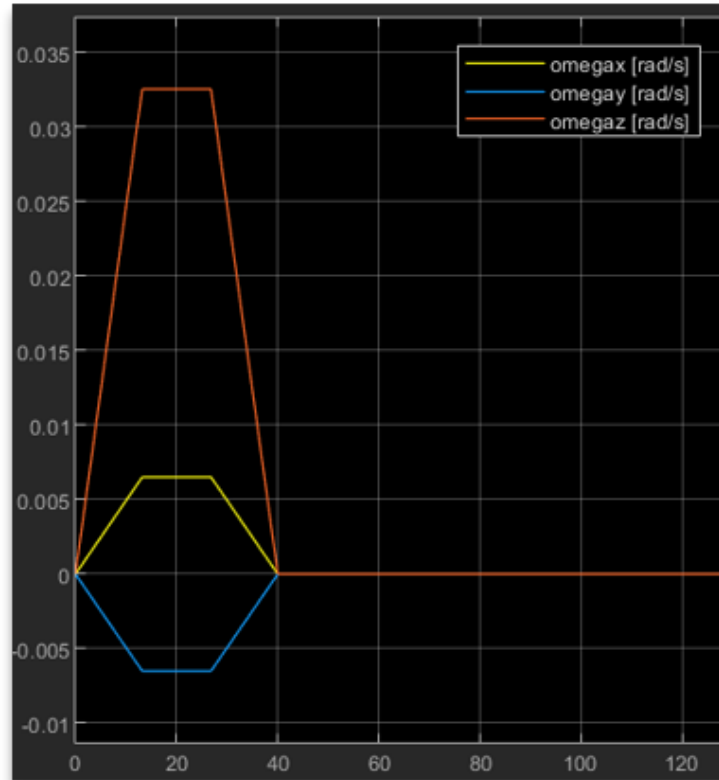


Figura 5.13: Trapezoidal Reference Velocity

Abbiamo quindi svolto una serie di simulazioni in cui variavamo in maniera randomica inerzia, n e t_{tot} nel range mostrato dalla Fig 5.14. Da queste abbiamo dedotto che per valori di n e t_{tot} troppo bassi, le ruote arrivano al loro limite di saturazione e non siamo in grado di completare la manovra correttamente. In particolare, notiamo che la coppia diminuisce all'aumentare di n : questo è ragionevole, poiché nel caso limite di $n = 0$ la fase di accelerazione è istantanea e quindi la coppia dovrebbe essere infinita, mentre per valori elevati di n il tempo di accelerazione aumenta, permettendo di avere una coppia inferiore.

Capitolo 5 Simulation

```
% Parameters Range of variation
inertiaRanges = struct( ...
    'Ix_tot', [0.1, 0.5], ...
    'Iy_tot', [0.1, 0.5], ...
    'Iz_tot', [0.1, 0.5] ...
);
nRange = [0.1, 0.3];
tRange = [1, 50];
```

Figure 5.14: Parameters Range

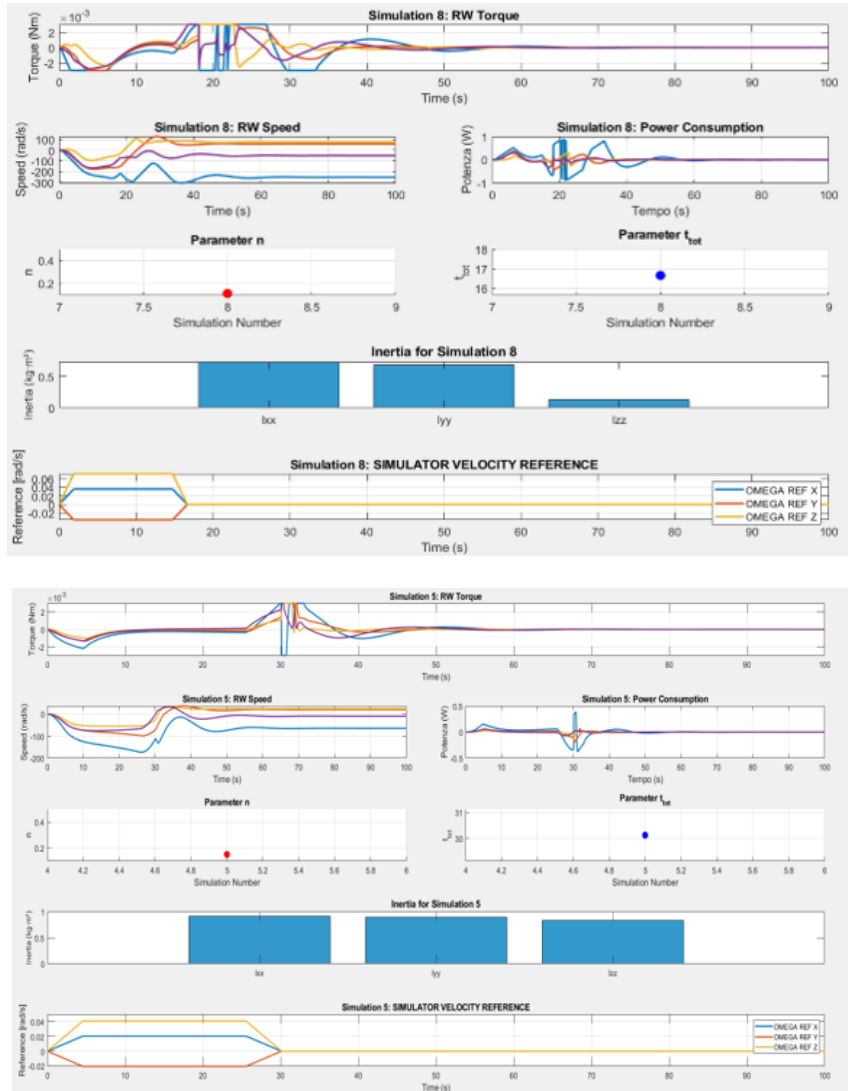


Figure 5.15: Saturation Cases

Capitolo 5 Simulation

Nelle figure sovrastanti capiamo dal primo grafico, quello relativo alle coppie delle reaction wheels, come per alcuni valori troppo ristretti di questi parametri, la coppia raggiunge il valore di saturazione. La manovra simulata è stata una delle più complesse, ovvero $[30^\circ; -30^\circ; 70^\circ]$. Osservando le varie simulazioni effettuate possiamo però individuare dei valori limite di performance pari a:

- $t_{tot} = 36$ s
- $n = 0.22$

Per questi valori infatti, la coppia arriva ad un valore vicino alla saturazione ma senza raggiungerla. Per quanto riguarda l'inerzia invece, se variata in quel range non sembra influenzare troppo il comportamento delle ruote. Se tuttavia ampliassimo il range a valori molto più alti, come ci si può aspettare, l'inerzia sarebbe troppa e le ruote da noi scelte non riuscirebbero a movimentare quel carico.

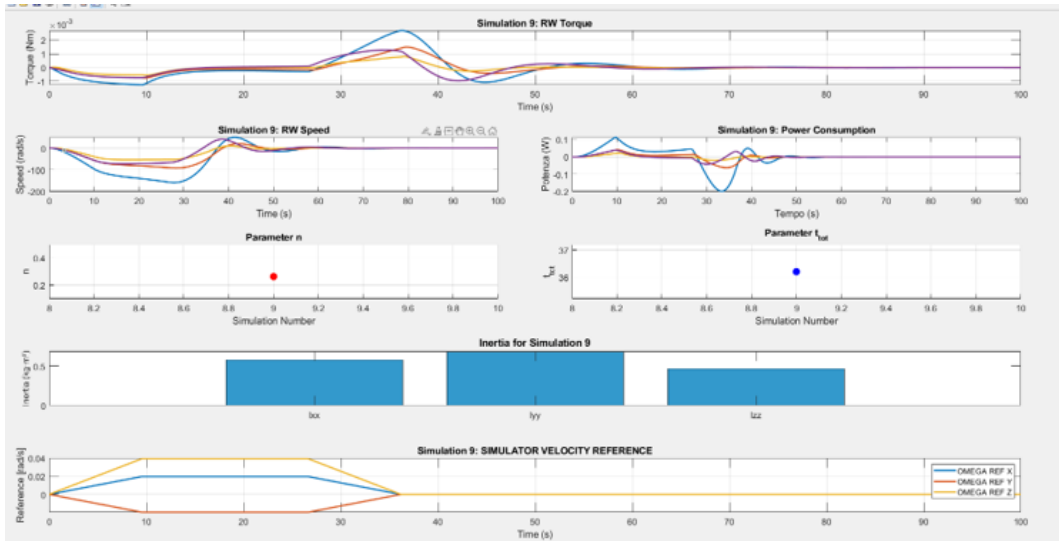


Figura 5.16: Limit Case

Conclusions

L'obiettivo di questo lavoro è fornire una solida base per la realizzazione e lo sviluppo di un banco di prova per la simulazione dell'assetto di nanosatelliti presso il laboratorio PASTAVIBES dell' "Institut supérieur de l'aéronautique et de l'espace" ISAE-SUPAERO di Tolosa. Il simulatore permetterà di testare gli ADCS (Attitude Determination and Control System) dei satelliti ricreando le condizioni che questi troveranno in orbita, ovvero attrito ridotto e microgravità. Per fare ciò il sistema utilizza un cuscinetto ad aria sferico in configurazione tabletop opportunamente selezionato. Tutti componenti meccanici principali che andranno a costituire il simulatore sono stati selezionati dopo attente valutazioni. Inoltre il banco di prova consente di eliminare il disturbo più grande che possiamo incontrare durante le simulazioni degli ADCS, ovvero la coppia gravitazionale, utilizzando un sistema di 6 masse scorrevoli. In questo modo siamo capaci di riposizionare il centro di massa della piattaforma e di bilanciare il simulatore per evitare oscillazioni simili a pendoli dovute alla gravità. Nella trattazione viene spiegato nel dettaglio anche l'algoritmo di calibrazione usato per muovere le masse e quindi realizzare il bilanciamento. Oltre a questo, la nostra progettazione è stata validata tramite un modello di simulazione realizzato con Simscape Multibody in cui abbiamo chiarito quella che sarà l'intera procedura HIL (Hardware-In-The-Loop), sintetizzando anche un algoritmo di controllo nel caso in cui l'ADCS sia realizzato tramite ruote di reazione come attuatori.

Questo lavoro sarà un punto di partenza per lo sviluppo reale del banco di prova, poichè tutte le modifiche successive che seguiranno alla realizzazione concreta, avranno questa tesi come riferimento. La piattaforma necessita di ulteriori lavori riguardanti sia l'hardware che il software, ma fornirà una solida base per la simulazione dell'assetto di piccoli satelliti, permettendo test HIL realmente efficaci, in uno scenario "test as you fly", aiutando studenti e ingegneri a incrementare la fiducia nelle operazioni pratiche e nella progettazione dell'ADCS. Inoltre, il sistema fornirà un livello maggiore di garanzia della missione per l'intero programma satellitare.

5.1 Future Developments

Gli sviluppi futuri di questo lavoro saranno molteplici. Innanzitutto la realizzazione reale del simulatore, comprando o realizzando in casa i componenti necessari. Questo permetterà la validazione anche sperimentale degli algoritmi teorizzati e il test di ADCS diversi. Inoltre una piattaforma fisica sarà fondamentale per svolgere

Conclusions

una procedura di identificazione del sistema, magari tramite metodo dei minimi quadrati. Questo poichè le nostre simulazioni sono state condotte assumendo un'inerzia costante e nota, calcolata tramite i moduli del modello Simscape.

Nella realtà quindi per avere simulazioni accurate, queste procedure saranno indispensabili per stimare l'inerzia. Inoltre sarà importante anche una progettazione dettagliata dei componenti elettronici necessari al funzionamento del dispositivo e un'implementazione software degli algoritmi realizzati. Un altro sviluppo interessante è riuscire ad accoppiare l'algoritmo di bilanciamento con quello di controllo.

Questo permetterebbe infatti, anche un bilanciamento online della piattaforma, consentendo di compensare squilibri dinamici del centro di massa che avremmo ad esempio, con il test di pannelli solari o masse rotanti sopra alla piattaforma. Infatti, andando entrambi ad agire sull'orientamento del simulatore ma in maniera diversa, non è stato possibile, nonostante i tentativi, riuscire a farli lavorare insieme. Infine per migliorare il modello e accrescere il grado di accuratezza delle simulazioni, una volta definiti i sensori di interesse, sarebbe opportuno modellarne la dinamica, inserire il rumore e elaborare filtri digitali in grado di pulire le misure reali.

Bibliografia

- [1] P. Instrumente, “A-653 piglide hb: Hemispherical air bearing module,” 2021.
- [2] J. L. Schwartz, M. A. Peck, and C. D. Hall, “Historical review of air-bearing spacecraft simulators,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, 2003.
- [3] *New Way Air Bearings*. Aston, PA, 2006.
- [4] R. Boynton, “Using a spherical air bearing to simulate weightlessness,” in *Proceedings of the 55th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers*, p. 2297, Society of Allied Weight Engineers, 1996.
- [5] G. D. Domenico and F. Topputo, “Disturbances quantification for air-bearing spacecraft attitude simulation platforms,” *AIAA SciTech Forum*, 2024. Presented at AIAA SciTech Forum.
- [6] D. Modenini, A. Bahu, G. Curzi, and A. Togni, “A dynamic testbed for nanosatellites attitude verification,” *Aerospace*, vol. 7, no. 3, p. 31, 2020.
- [7] L. Mariani, “Design and development of a small satellites three-axis attitude simulation platform,” Master’s thesis, Politecnico di Milano, Milano, Italia, 2023.
- [8] G. A. Smith, “Dynamic simulators for test of space vehicle attitude control systems,” tech. rep., NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 1964.
- [9] B. N. Agrawal and R. E. Rasmussen, “Air-bearing-based satellite attitude dynamics simulator for control software research and development,” in *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, vol. 4366, pp. 1–12, SPIE, 2001.
- [10] H. Woo, O. R. Perez, S. Chesi, and M. Romano, “Cubesat three axis simulator (cubetas),” in *Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, pp. 1–12, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [11] G. D. Domenico and F. Topputo, “Stasis: An attitude testbed for hardware-in-the-loop simulations of autonomous guidance, navigation, and control systems,” in *Proceedings of the 73rd International Astronautical Congress (IAC 2022)*, (Paris, France), pp. 1–20, International Astronautical Federation (IAF), 2022. Paper IAC-21,D4,1,1,x65902.

- [12] T. Kato, A. Heidecker, M. Dumke, and S. Theil, “Three-axis disturbance-free attitude control experiment platform: Face,” vol. 12, pp. 1–8, 2013.
- [13] P. K. C. Wang, J. Yee, and F. Y. Hadaegh, “Synchronized rotation of multiple autonomous spacecraft with rule-based controls: Experimental study,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 2, pp. 352–359, 2001.
- [14] J. Prado-Molina, H. Hernández-Arias, D. Vera-Mendoza, J. A. Reyes-González, and J. Prado-Morales, “Frictionless spacecraft simulator with unrestricted three-axis movement for nanosats,” *International Journal of Scientific & Technology Research*, vol. 7, no. 8, pp. 84–95, 2018.
- [15] E. Onillon, L. Rossini, O. Chételat, L. Lisowski, S. Droz, and J. Moerschell, “Reaction sphere for attitude control,” *Proceedings of the 2009 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, pp. 1010–1015, 2009.
- [16] G. Corsi, “Design, prototyping and testing of a reaction wheel assembly for an air-bearing spacecraft attitude simulator,” Master’s thesis, Politecnico di Milano, Milano, Italia, 2021.
- [17] S. B. Örs, “Developing an attitude determination and control system for 1u cubesat,” Master’s thesis, Istanbul Technical University, Istanbul, Turchia, 2024. DOI: 10.13140/RG.2.2.35088.42240.
- [18] N. Giannone, “Development and testing of stasis balancing algorithm,” Master’s thesis, Politecnico di Milano, Milano, Italia, 2023.
- [19] R. R. Fullmer, “Dynamic ground testing of the skipper attitude control system,” in *34th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, vol. 1996-0103, (Reston, VA), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [20] M. A. Peck and A. R. Cavender, “Airbearing-based testbed for momentum-control systems and spacecraft line of sight,” in *Proceedings of the 13th Annual AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*, (Montgomery, Alabama), pp. AAS Paper 03–127, American Astronautical Society, February 2003.
- [21] M. Romano and B. N. Agrawal, “Acquisition, tracking and pointing control of the bifocal relay mirror spacecraft,” *Acta Astronautica*, vol. 53, no. 4, pp. 509–519, 2003.
- [22] J. J. Kim and B. N. Agrawal, “Automatic mass balancing of air-bearing-based three-axis rotational spacecraft simulator,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 3, pp. 1005–1017, 2009.
- [23] N. M. Hatcher and R. N. Young, “Automatic balancing system for use on frictionlessly supported attitude-controlled test platforms,” Tech. Rep. NASA-TN-D-4426, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 1968.

Bibliografia

- [24] A. Bahu and D. Modenini, “Experimental validation of automatic mass balancing for a dynamic cubesat attitude simulator,” in *Proceedings of The 4S Symposium 2018*, (Bologna, Italy), 2018. Paper presented at The 4S Symposium 2018.
- [25] A. Bahu and D. Modenini, “Automatic mass balancing system for a dynamic cubesat attitude simulator: development and experimental validation,” *CEAS Space Journal*, vol. 12, no. 4, pp. 597–607, 2020.
- [26] H. Schaub and J. L. Junkins, *Analytical Mechanics of Space Systems*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2nd ed., 2009. Chapter 8.5, pages 396-402.
- [27] DM, “Il filtro di kalman,” 2014.
- [28] S. Chesi, Q. Gong, V. Pellegrini, R. Cristi, and M. Romano, “Automatic mass balancing of a spacecraft three-axis simulator: Analysis and experimentation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 1, pp. 198–210, 2014.