

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA IN
ING-IND/05: Satelliti e Missioni Spaziali

Studio delle ruote di reazione per il controllo di assetto
e progetto di un banco prova per CubeSat

CANDIDATO:

Joseph Melizza

RELATORE:

Prof. Alfredo Locarini

CORELATORI:

Dott. Anton Bahu

Ing. Andrea Curatolo

Anno Accademico 2021-2022

Sommario

Il seguente elaborato, che riporta il lavoro di tesi svolto presso il laboratorio di microsattelliti e micro-sistemi spaziali dell'Università di Bologna, parte dallo studio e dallo sviluppo di un modello relativo all'attuazione di ruote di reazione montate a bordo di un nanosatellite tramite l'utilizzo del software Matlab. Successivamente tali concetti sono stati utilizzati per lo sviluppo di una piattaforma testbed adibita alla valutazione del sottosistema di determinazione e controllo di assetto di un satellite, in questo caso delle dimensioni standard 1U. Si è partiti da un progetto di base già presente in laboratorio con la necessità però di aggiornarlo, introducendo miglioramenti su alcuni aspetti tecnici. Per fare ciò si sono valutati dapprima i requisiti fondamentali di progetto, per poi valutare le molteplici soluzioni riguardanti tutti gli aspetti, dalle guide di scorrimento ai sistemi di fissaggio per il satellite, ognuna di esse con pro e contro, attentamente analizzati al fine di giungere al miglior compromesso. Molte delle scelte progettuali sono scaturite a seguito di analisi quantitative al fine di garantire il corretto funzionamento della piattaforma ed ottenere, quindi, risultati quanto più affidabili a seguito dei test.

Indice

1	Introduzione	5
1.1	Contesto	5
1.2	Ambiente spaziale e perturbazioni	6
1.3	Determinazione e controllo di assetto	9
2	Ruote di reazione	12
2.1	Principio di funzionamento	12
2.2	Componenti principali di una ruota di reazione	12
2.3	Sistemi di riferimento	13
2.4	Modelli matematici	14
3	Studio del moto del satellite	16
3.1	Assenza di coppie interne	16
3.1.1	Coppie esterne costanti	16
3.1.2	Coppie esterne variabili	18
3.2	Effetto delle ruote di reazione	20
4	Banco di prova per CubeSat	21
4.1	Descrizione e tipologie	21
4.2	Requisiti di progetto	22
4.3	Analisi quantitativa	23
4.4	Componentistica	26
4.4.1	Batterie	26
4.4.2	IMU	26
4.4.3	Scheda di sviluppo	26
4.4.4	Driver	27
4.4.5	Motori con guide integrate	27
4.4.6	Regolatori di tensione	27
4.4.7	Supporti per il fissaggio del CubeSat	28
4.5	Analisi delle possibili configurazioni	30
4.6	Collegamento elettronico dei componenti	33
5	Conclusioni	37

Elenco delle figure

1.1	possibili configurazioni di CubeSat [2]"	5
1.2	quote operative di diversi velivoli [2]"	6
1.3	relazione tra quota di immissione del satellite e vita operativa [2]"	7
1.4	spettro di radiazione solare [2]"	8
1.5	rivestimento riflettente montato sulla sonda Cassini, credit: NASA/ESA	8
1.6	simulazione delle orbite di detriti spaziali attorno alla Terra, credit: NASA	9
1.7	Sun sensor [2]"	10
1.8	propulsori elettrici di Artemis, credit: ESA	11
2.1	credit: nanoavionics.com	12
2.2	esplosione ruota di reazione [1]"	13
2.3	schema retroazione [1]"	13
2.4	body frame e terna inerziale	14
3.1	possibili configurazioni di CubeSat, credit: ESA.	16
3.2	coppia esterna costante agente lungo l'asse di rotazione	17
3.3	evoluzione degli angoli di Eulero nel tempo	18
3.4	coppia esterna costante agente lungo i tre assi principali	18
3.5	andamento trapezoidale delle coppie di disturbo lungo l'asse z	19
3.6	coppia esterna trapezoidale lungo l'asse z di intensità massima pari a $10^{-4} Nm$, agente su un CubeSat 3U	19
3.7	coppia esterna trapezoidale lungo l'asse z (matrice di inerzia non diagonale)	19
3.8	20
4.1	cuscinetto ad aria semisferico, credit: pionline.it	21
4.2	diagramma MTi-3, credit: Xsens.com	27
4.3	stepper motor con guida integrata, credit: dingsmotion.com	27
4.4	credit: directindustry.it	28
4.5	credit: rscomponents.com	28
4.6	soluzione con appoggi scorrevoli	28
4.7	KL02 e KL02L, credit: thorlabs.com	29
4.8	table clamp, credit: thorlabs.com	29
4.9	29
4.10	motore installato su staffa	30
4.11	soluzione con ingranaggi conici	31
4.12	soluzione con alloggi interni alla semisfera	31
4.13	33
4.14	render soluzione scartata del banco prova	34
4.15	distanziale viti per bilanciamento grosso	34
4.16	schema alimentazione componenti	35
4.17	schema elettrico di comunicazione	36

Acronimi

GEO: Geostationary Earth Orbit
LEO: Low Earth Orbit
SEU: Single Event Upset
SEL: Single Event Latch-up
SEB: Single Event Burnout
ADCS: Attitude Determination and Control System
ESC: Electronic Speed Control
ECI: Earth-centred Inertial frame
DCM: Direction Cosine Matrix
IMU: Inertial Measurement Unit
CIR: Centro di Istantanea Rotazione

Capitolo 1

Introduzione

Per poter esporre nel migliore dei modi gli argomenti trattati è bene introdurre dapprima il contesto e le finalità relative al progetto in questione. Il lavoro discusso nella presente tesi è stato svolto presso il laboratorio di microsattelliti e microsistemi spaziali dell'Università di Bologna. Le attività di ricerca portate avanti dal laboratorio ricoprono aspetti come sistemi di micropropulsione a gas caldo/freddo, sistemi di navigazione autonoma, tecnologie per il controllo di missione a terra e sistemi per la determinazione e controllo di assetto di nanosatelliti.

1.1 Contesto

Lo scopo del progetto, e quindi dell'attività di tirocinio, è lo studio di sistemi per il controllo di assetto in orbita, in particolare le ruote di reazione, e lo sviluppo di una piattaforma su cui verrà montato un nanosatellite, atta a simulare, dal punto di vista della dinamica di assetto, le condizioni in cui quest'ultimo si troverà una volta in orbita. Un satellite, in questo caso, può essere definito come un oggetto orbitante attorno ad un corpo celeste, dove per orbita si intende una traiettoria chiusa in cui i vettori velocità e posizione (relativi al satellite) sono funzioni periodiche di periodo 2π . I satelliti in generale possono essere classificati a seconda delle caratteristiche costruttive (massa), della tipologia di missione in cui sono impiegati (telerilevamento, telecomunicazioni, difesa, ...) e del tipo di orbita in cui sono immessi (ellittica, parabolica, ...). Ci si riferisce solitamente a satelliti di grandi dimensioni quando la massa in gioco è superiore ai 4100 Kg, piccole dimensioni quando la massa è inferiore ai 900 Kg e di medie dimensioni per i valori intermedi. Nell'ultimo ventennio l'industria aerospaziale è andata incontro ad una vera e propria rivoluzione nel campo della realizzazione e del lancio di satelliti in orbita a seguito di un primo tentativo di standardizzazione dei componenti (precedentemente quasi assente nell'industria spaziale), grazie al quale si sono visti ridurre notevolmente i costi di missione, permettendo sempre a più aziende di poter lanciare un proprio satellite. Una diretta conseguenza di ciò è la nascita dei cosiddetti "CubeSat", i CubeSat appartengono alla categoria dei nanosatelliti, ossia aventi massa tra 1 Kg e i 10 Kg. Nella loro unità fondamentale essi si presentano con dimensioni di 10cm x 10cm x 10cm, dimensioni standard a cui ci si riferisce con una "unità" o "1U". Partendo da cubi di 1U è possibile ricondursi a strutture modulari semplicemente aggiungendo unità (2U, 3U, 6U, ...) ed è proprio questo uno dei maggiori punti di forza della standardizzazione.

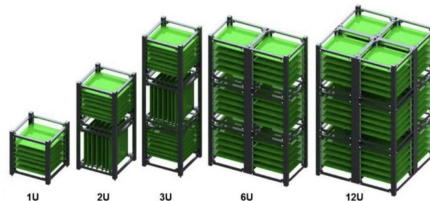


Figura 1.1: possibili configurazioni di CubeSat [2]”

L'utilizzo di CubeSat comporta un notevole decremento dei costi di missione, incidendo positivamente soprattutto nella fase di lancio, basti pensare che per ogni chilogrammo di payload caricato su un

lanciatore moderno, sono necessari migliaia di euro affinché il carico possa essere immesso in orbita bassa, ed è perciò immediato cogliere il vantaggio di sistemi sempre più piccoli e leggeri. D'altro canto, riducendo sempre più le dimensioni della struttura si riscontrano maggiori difficoltà nell'installazione dei vari sottosistemi, che quindi andranno progettati al fine di ottenere la maggior efficienza possibile. Come accennato in precedenza, la prima parte di progetto si basa sullo studio di un componente che consenta al satellite di effettuare correzioni e/o puntamenti in determinate posizioni. Potrebbe sembrare che l'utilizzo di superfici aerodinamiche sia molto più semplice e conveniente rispetto ad un qualunque altro sistema, tuttavia l'ambiente operativo dei satelliti, o in generale degli "spacecrafts"¹, è caratterizzato da quote molto elevate² che quindi rendono del tutto inefficaci soluzioni di questo tipo a causa dell'aria estremamente più rarefatta rispetto alle quote operative di, ad esempio, aerei commerciali, ed è per questo motivo che vi è una netta differenza tra gli attuatori utilizzati in ambito spaziale e quelli utilizzati in ambito aeronautico.

1.2 Ambiente spaziale e perturbazioni

Le condizioni operative dei satelliti sono nettamente diverse da quelle di altri velivoli operanti a basse quote, in generale l'ambiente in cui gli spacecrafts si trovano ad operare è particolarmente impervio; infatti, le principali problematiche a cui essi devono far fronte riguardano:

- radiazione solare
- vento solare
- interazione con l'atmosfera residua
- detriti spaziali
- elevati gradienti di temperatura

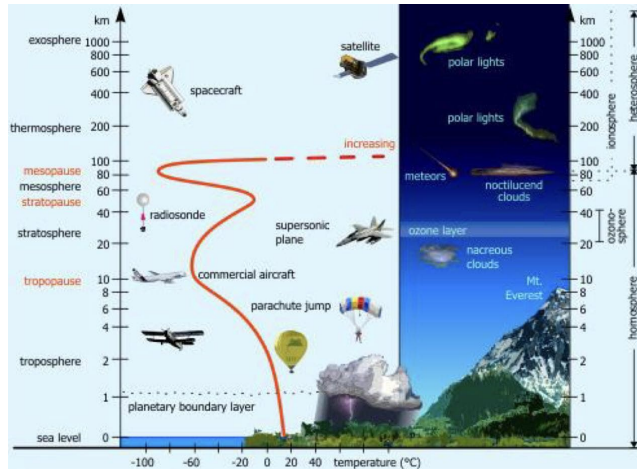


Figura 1.2: quote operative di diversi velivoli [2]”

Gli effetti dell'atmosfera terrestre sono percepibili fino a quote di circa 1000 Km e vanno ad aumentare al diminuire della quota, in quanto cresce la densità atmosferica. Il modello adottato per descrivere, se pur in modo approssimato, l'atmosfera terrestre è quello del gas perfetto, il quale dovrebbe però considerare i diversi valori termodinamici alle diverse quote affinché possa avere una certa validità. Esiste infatti una suddivisione in vari strati, caratterizzati da diversa quota, pressione, temperatura e composizione chimica: lo strato più basso è chiamato troposfera, esso presenta un gradiente termico negativo di circa 10 K/Km, ovvero una diminuzione assunta costante di 10 Kelvin per ogni chilometro di quota, questo perché la maggior parte del calore presente proviene dal suolo. Oltre i 10 Km si parla di stratosfera, dove

¹veicolo progettato per operare nello spazio.

²vengono scelte quote superiori ai 120 Km in quanto al di sotto di tale valore gli effetti relativi alla resistenza aerodinamica sarebbero troppo elevati, diminuendo drasticamente la vita operativa del satellite stesso.

il calore proveniente dal Sole inizia a prevalere, pertanto il gradiente termico è positivo, con temperature comprese tra i 240 e i 270 Kelvin. Aumentando ancor di più la quota, oltre i 50 Km, si giunge in prossimità della mesosfera, all'interno della quale si torna ad avere un gradiente termico negativo per via della diminuzione di densità atmosferica che rende il riscaldamento da parte del Sole non più sufficiente a mantenere determinate temperature. Oltre i 120 Km, in termosfera, la densità atmosferica è talmente bassa che la radiazione solare provoca un incremento di temperatura all'aumentare della quota e, in modo quasi controintuitivo, un incremento di pressione e quindi di densità. Tale fenomeno è dovuto alla diversa composizione chimica dei vari strati, vi sono infatti strati che si espandono più rapidamente rispetto ad altri e ciò comporta che questi ultimi vengano compressi. Tutto ciò influisce negativamente sulla resistenza aerodinamica relativa ai satelliti in orbita bassa e di conseguenza sul consumo di propellente necessario per riportarli lungo la traiettoria corretta. L'interazione con l'atmosfera residua provoca, a causa appunto della resistenza e quindi di una riduzione di velocità, un decadimento del satellite verso il suolo, il quale si immetterà in una traiettoria a spirale finché non andrà a disintegrarsi per via delle estreme sollecitazioni termiche. Come si può notare dalla figura 1.3, immettendo un satellite con un dato rapporto area/massa ad una quota di 600 Km se ne prevede che in 5 anni esso vada a deviare di circa 8 Km dalla traiettoria nominale, mentre per lo stesso satellite posto a 800 Km si prevede una deviazione di 1 Km (a supporto di quanto affermato precedentemente).

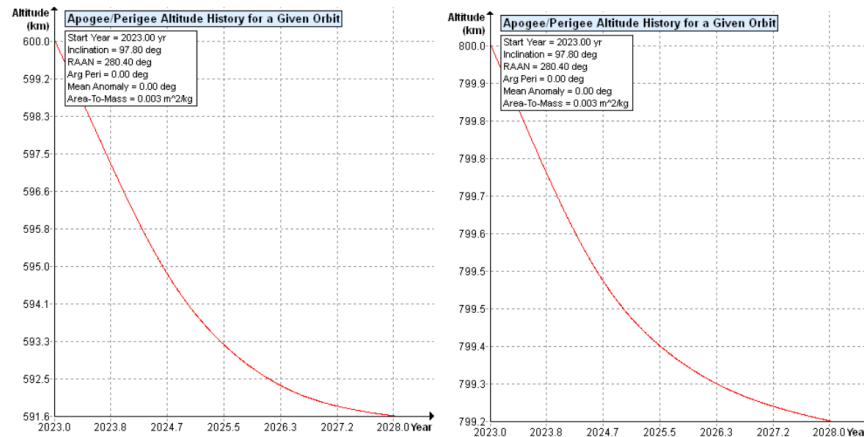


Figura 1.3: relazione tra quota di immissione del satellite e vita operativa [2]”

Lo spazio al di fuori dell'atmosfera terrestre è fortemente dominato dalla presenza del Sole. Esso presenta, in analogia al caso terrestre, una stratificazione atmosferica con diverse caratteristiche di temperatura, pressione e composizione chimica. La superficie visibile del Sole è chiamata fotosfera ed è responsabile dell'emissione di radiazione nelle lunghezze d'onda del visibile (figura 1.4), altri strati caratteristici sono la cromosfera e la corona solare, quest'ultima responsabile del cosiddetto vento solare. Il vento solare è un flusso di particelle (plasma costituito principalmente da elettroni e protoni) che raggiunge rapidamente velocità elevatissime³ ed è in grado di influenzare la traiettoria e l'assetto del satellite, variando nel tempo il semiasse maggiore dell'orbita e la sua eccentricità. In questo modo, con il susseguirsi delle orbite, l'apogeo ed il perigeo saranno completamente diversi dai valori nominali, portando il satellite ad essere di fatto inutilizzabile per lo scopo della missione. Questo fenomeno, che prende il nome di pressione di radiazione solare, ha intensità di 10^{-6} volte inferiore rispetto alla forza di attrazione gravitazionale ed è perciò particolarmente rilevante soprattutto per orbite geostazionarie (GEO) piuttosto che per orbite basse (LEO).

Un altro aspetto sicuramente da tenere in considerazione in fase di progetto è l'effetto delle radiazioni sulla struttura e, ancor di più, sui componenti elettronici: quando il satellite viene investito dalla radiazione solare, i fotoni che la costituiscono vengono in parte assorbiti ed in parte riflessi dalla superficie del satellite stesso. Questo assorbimento di energia causa un aumento della temperatura relativa alla superficie esposta mentre le zone in ombra presentano temperature assai inferiori, fattore che costituisce un grave pericolo per i componenti elettronici di bordo e per la conservazione del propellente. Esistono pertanto sistemi adibiti a proteggere il satellite da fenomeni di questo tipo, come ad esempio particolari pellicole di rivestimento (figura 1.5) atte a conferire più o meno assorbimento di radiazione (satelliti

³giunge in prossimità della Terra ad una velocità compresa tra i 400 ed i 700 Km/s.

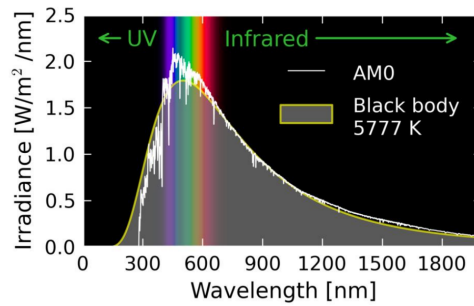


Figura 1.4: spettro di radiazione solare [2]”

destinati a missioni di deep space necessitano di assorbire molta radiazione per far sì che possa essere garantita un'adeguata temperatura per il funzionamento dell'elettronica, mentre satelliti destinati ad orbite attorno alla terra necessiteranno di un minor assorbimento di radiazione). Gli effetti delle radiazioni solari, tuttavia, non finiscono qui: l'interazione con particelle estremamente energetiche possono danneggiare l'elettronica di bordo attraverso singoli eventi di impatto o effetti cumulativi. La quantità di energia accumulata su una determinata superficie da una radiazione ionizzante è misurata in Radiation Dose (calcolata in rad).



Figura 1.5: rivestimento riflettente montato sulla sonda Cassini, credit: NASA/ESA

In media un satellite LEO orbitante al di sotto dei 1000 Km accumula in 3-5 anni una dose di radiazione dagli 1 krad ai 10 krad e, per farsi un'idea, la radiazione massima misurata a seguito del disastro di Chernobyl ammonta ad 1.6 krad. I danni che possono registrarsi riguardano:

single event upset (SEU): causa la perdita dei dati salvati e il danneggiamento del codice;

single event latch-up (SEL): provoca danni permanenti ai circuiti e un assorbimento eccessivo di potenza da parte del componente colpito;

single event burnout (SEB): causa la completa distruzione del dispositivo interessato;

degradazione celle solari: comporta seri problemi dal punto di vista del power budget e quindi del corretto svolgimento della missione;

rumore di background nei sensori: può comportare la perdita di contatto con il satellite e di conseguenza il fallimento della missione.

Tra le soluzioni protettive più utilizzate in ambito spaziale vi sono:

- dispositivi radiation tolerant

- consentono al dispositivo di operare in ambiente radiativo pur ammettendo possibili failures non distruttive
- radiation hardened⁴
- shielding
 - si installa una lastra di materiale protettivo quale ad esempio alluminio o tungsteno, utili per mitigare gli effetti cumulativi delle radiazioni
- ridondanza su elementi critici
- circuiti di protezione
 - intervengono in caso di emergenza

L'ambiente spaziale, inoltre, risulta particolarmente ostile per la presenza di detriti orbitanti attorno alla Terra (di origine naturale, come frammenti rocciosi, o di origine artificiale come parti di satelliti e residui dei sistemi di lancio) e di detriti provenienti dallo spazio interstellare. Essi costituiscono un pericolo costante per qualsiasi sistema artificiale in quanto l'energia a seguito di un impatto è tale da distruggere i sottosistemi o addirittura l'intero spacecraft, la probabilità di impatto varia a seconda di diversi fattori, quali ad esempio la dimensione dei detriti ed il loro numero. Per quanto riguarda i detriti naturali le probabilità di impatto sono piuttosto ridotte essendo essi composti in larga parte da micrometeoriti, per oggetti di origine artificiale invece le dimensioni sono più variegata ma concentrate in orbite ben precise. Il numero di detriti presenti in orbita è allarmante e tenderà ad aumentare sempre di più nei prossimi anni, a meno che non si adottino opportune misure di prevenzione e rimozione, va inoltre considerato il caso in cui più detriti, collidendo tra loro, vadano a formare un numero maggiore di frammenti di dimensione ridotta (sindrome di Kessler). Più le dimensioni di tali oggetti sono ridotte e maggiore sarà la difficoltà nell'individuarli e determinarne la traiettoria. Tutti questi aspetti rendono notevolmente complicate le operazioni di messa in orbita di un satellite e le attività spaziali in orbita bassa. Anche in questo caso sono presenti sistemi di protezione dagli impatti quali l'utilizzo di uno shielding passivo, costituito da un primo strato di alluminio (dello spessore di pochi millimetri) adibito a frammentare il proiettile ed un secondo strato in kevlar atto ad assorbire i frammenti creati.

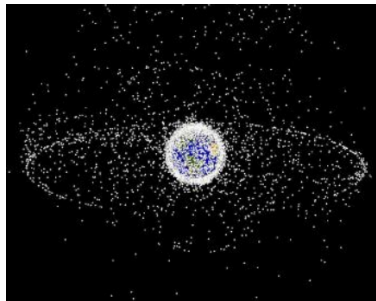


Figura 1.6: simulazione delle orbite di detriti spaziali attorno alla Terra, credit: NASA

1.3 Determinazione e controllo di assetto

Molti dei satelliti messi in orbita spesso necessitano di mantenere un orientamento quanto più stabile e preciso possibile. Tale requisito risulta essere particolarmente importante per missioni adibite, ad esempio, all'osservazione della Terra, alle telecomunicazioni e all'osservazione degli astri (telescopio Hubble). Il sottosistema utilizzato al fine di raggiungere tale scopo prende il nome di "ADCS" o Attitude Determination and Control System, costituito da sensori ed attuatori che svolgono le funzioni di determinare l'assetto del satellite nel tempo (attitude determination) ed eventualmente correggerlo per riportarlo ai valori nominali (attitude control). Le condizioni che possono portare il satellite ad avere un assetto

⁴dispositivi progettati mediante tecnologia "silicon on insulator", ossia semiconduttori caratterizzati da due strati di silicio separati da un isolante in grado di resistere alle radiazioni.

diverso da quello ottimale sono molteplici, a partire dalla fase di rilascio in orbita, fino alle perturbazioni introdotte nel paragrafo 1.2 a cui esso è soggetto, oltre che alle coppie impartite da disturbi interni (spostamento del centro di massa, movimentazione di meccanismi interni, sloshing⁵ e spinte dei propulsori). I sensori montati in un ADCS possono anche essere sfruttati per il calcolo della velocità angolare del satellite (qualora non fossero presenti giroscopi). In prima analisi, possiamo classificarli in:

- reference sensors (di cui fanno parte i Sun sensors, star sensors, magnetometri e gli Earth IR horizon sensors):

misurano l'assetto del satellite rispetto ad un sistema di riferimento "esterno", ad esempio riferito alle stelle fisse, con intervalli di tempo preimpostati.

- inertial sensors o sensori inerziali (di cui fanno parte i giroscopi e gli IMU, o Inertial Measurement Unit):

misurano l'assetto basandosi su riferimenti interni e con continuità.

Gli inertial sensors possono soffrire di una certa deviazione nelle misurazioni, dovuta all'accumulo degli errori sui sensori, ed è per questo che vengono solitamente affiancati ai reference sensors: questi ultimi svolgono calibrazioni periodiche mentre i sensori inerziali operano con continuità tra ogni calibrazione. La tipologia di sensori implementati a bordo varia a seconda dei requisiti di missione, ognuno di essi presenta vantaggi e svantaggi che portano alla scelta del componente più adatto. Se ne riportano alcuni esempi: I Sun sensors sono tra i più diffusi ed economici, presentano una costruzione piuttosto semplice e richiedono modeste quantità di potenza per funzionare. Il loro svantaggio è rappresentato dal fatto che necessitano di un'illuminazione continua da parte del Sole e per questo devono essere montati il più possibile lontani dalla struttura principale (per evitare eclissi), in quanto il loro principio di funzionamento prevede l'utilizzo di fotodiodi⁶ che, quando illuminati, trasmettono degli impulsi di tipo elettrico.

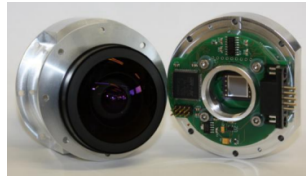


Figura 1.7: Sun sensor [2]"

Gli star sensors invece possono funzionare anche in eclissi e presentano un'accuratezza elevata ma soffrono l'emissione di altri corpi (utilizzati prevalentemente in missioni interplanetarie), oltre ad essere molto costosi. Essi si basano su sensori ottici in abbinamento a microcomputer. Soluzioni più economiche e meno ingombranti sono i magnetometri, i quali valutano il proprio orientamento in base al campo magnetico terrestre mediante il principio di induzione magnetica. Presentano tuttavia accuratèzze limitate e per questo vengono spesso utilizzati assieme ad altri sensori. Dal momento in cui i sensori rilevano valori di assetto errati entrano in gioco gli attuatori, contrastando le coppie di disturbo e riportando il satellite al giusto orientamento. Vengono utilizzati anche per operazioni di puntamento, ossia la movimentazione del satellite al fine di puntare il payload nella direzione desiderata, come le ottiche in un telescopio spaziale, i pannelli solari o le antenne per le comunicazioni. Affinché possa essere mantenuto il corretto puntamento lungo una direzione è necessario poter controllare la velocità angolare attorno ai due assi normali ad essa. È possibile approssciare il problema contrastando i disturbi esterni apportando coppie esterne (ad esempio mediante dei propulsori) o accumulando l'eccesso di momento angolare all'interno della struttura (è il caso delle ruote di momento). Il controllo d'assetto può essere effettuato in modo attivo o passivo, a seconda che si utilizzino sistemi richiedenti una certa quantità di energia o meno. Sono sistemi di tipo attivo le ruote di momento, le ruote di reazione, gli attuatori magnetici, i propulsori e i giroscopi. Gli attuatori magnetici sono bobine atte a generare un dipolo magnetico quando percorse da corrente, il quale interagendo con il campo magnetico terrestre genera una coppia normale a quest'ultimo. Questi sistemi sono pertanto efficienti solamente se il satellite è posto in orbita bassa; godono inoltre di una vita operativa teoricamente infinita e di una grande semplicità di utilizzo.

⁵sbattimento del liquido sulle pareti del serbatoio

⁶particolare diodo in grado di rilevare i fotoni incidenti

I giroscopi non sono altro che ruote poste in rotazione ad una velocità costante. La loro caratteristica fondamentale è che, grazie alla conservazione del momento angolare, riescono a mantenere l'asse di rotazione costantemente orientato in una direzione fissa. I rotori sono montati su gimball che permettono la direzionalità dell'asse di rotazione. Tali sistemi possono risultare particolarmente efficienti ma a scapito di un peso maggiore. I propulsori invece sfruttano il principio di azione e reazione, espellendo una data quantità di gas da un ugello. Il valore della spinta che riescono a generare è direttamente proporzionale alla velocità di espulsione del gas; sono classificabili in:

propulsori a gas caldo: producono spinta dall'espansione di un gas prodotto dalla reazione tra un comburente ed un combustibile, garantiscono un impulso specifico⁷ superiore ai 200 s;

propulsori a gas freddo: espandono un gas mantenuto ad una certa pressione all'interno di appositi serbatoi, con impulso specifico inferiore agli 80 s;

propulsori elettrici: consentono una regolazione più fine della spinta e valori di impulso specifico maggiori (2000-4000 s). Necessitano però di una quantità relativamente alta di energia elettrica.

Possono fungere da attuatori per il controllo di assetto se disposti in modo da generare una forza che non sia allineata con l'asse baricentrico ed è, inoltre, di fondamentale importanza poter regolare l'intensità della spinta, cosa che purtroppo risulta particolarmente complessa a causa dei transitori in fase di accensione e spegnimento, il che porta nella maggior parte dei casi ad optare per soluzioni di più facile regolazione (almeno per quanto riguarda i satelliti di piccole dimensioni). I propulsori restano comunque un componente molto importante a bordo, spesso utilizzati per operazioni di attitudi acquisition e in generale spostamenti orbitali, attraverso un controllo di tipo on-off. Controlli di tipo passivo possono essere ottenuti mediante spin stabilization, che consente una certa stabilità lungo i due assi ortogonali all'asse di spin (utilizzato su satelliti a simmetria cilindrica), magneti permanenti montati a bordo del satellite e gravity gradient (sfrutta la naturale tendenza di un corpo a disporsi con asse longitudinale lungo la direzione di azione della forza gravitazionale).



Figura 1.8: propulsori elettrici di Artemis, credit: ESA

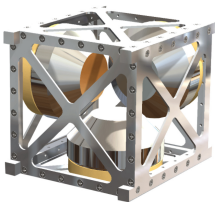
⁷impulso ottenibile da un'unità di massa di propellente, rappresenta l'efficienza di un sistema propulsivo e dipende dalla tecnologia del propulsore

Capitolo 2

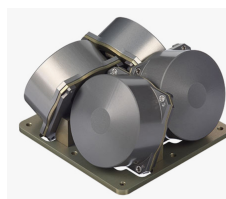
Ruote di reazione

2.1 Principio di funzionamento

Oggetto di particolare interesse in questa trattazione sono le ruote di reazione ed in particolare il loro impiego per il controllo di assetto. Le ruote di reazione sono componenti rotanti che si basano sullo stesso principio fisico dei giroscopi ma sfruttato in modo diverso. Questi sistemi riescono a contrastare i disturbi esterni variando in modo opportuno la loro velocità di rotazione, non riuscendo però a spostare il satellite da un punto ad un altro dacché mantengono invariato il momento angolare complessivo. Le ruote di reazione riescono a garantire una grande precisione di puntamento e, cosa molto importante, non richiedono l'utilizzo di propellente, consentendo una riduzione di spazio e di peso, quindi un minor costo di missione. È bene distinguere tra ruote di reazione e ruote di momento: le prime, infatti, sono caratterizzate da una velocità di rotazione nominale nulla, entrano perciò in azione solamente quando richiesto. Le ruote di momento, al contrario, mantengono una velocità angolare costante e, aumentando o diminuendo il numero di giri, producono la reazione desiderata. Per garantire il completo controllo del satellite è necessario un numero minimo di tre reaction wheels (una per ogni asse), poste ortogonalmente tra loro. È altresì possibile implementare solamente due ruote disposte in modo non ortogonale, tuttavia questa soluzione comporta una complessità assai maggiore e senza possibilità di ridondanza. Quest'ultimo aspetto è molto rilevante, essendo le ruote di reazione di breve vita operativa data la loro complessità, motivo per il quale molto spesso vi è installata una quarta ruota. Un sistema comprendente quattro ruote di reazione presenta una disposizione tetraedrica (figura 2.1b). Il telescopio spaziale Hubble, ad esempio, presenta addirittura sei ruote.



(a) configurazione a tre ruote



(b) configurazione tetraedrica

Figura 2.1: credit: nanoavionics.com

2.2 Componenti principali di una ruota di reazione

L'elemento rotante della ruota di reazione, detto "fly wheel", riesce a generare un momento di inerzia tanto maggiore quanto maggiore è la sua massa e soprattutto il suo raggio, essendo tale momento di inerzia proporzionale al quadrato della distanza dall'asse di rotazione. La fly wheel è messa in rotazione da un motore elettrico (tipicamente di tipo brushless¹) alimentato in corrente continua. Gli impianti elettrici a corrente continua sono, almeno per i satelliti di dimensioni modeste, di gran lunga i più

¹"senza spazzole".

utilizzati a bordo, dal momento che non necessitano della presenza di un alternatore (soluzione che permette di risparmiare peso). I motori in corrente continua fanno uso di un elemento rotorico, con un determinato numero di avvolgimenti, rotante all'interno di una struttura statorica a cui sono collegati magneti permanenti. Così facendo riesce a trasformare l'energia elettrica in ingresso in energia meccanica su di un albero calettato al rotore. Vengono preferiti motori di tipo brushless data, appunto, l'assenza di spazzole e quindi di elementi striscianti, con vantaggi dal punto di vista di una maggior affidabilità e assenza di scintille. Il buon funzionamento del sistema è ottenuto anche grazie all'ausilio di un circuito di retroazione. Sono di fatti presenti appositi sensori per il monitoraggio della velocità di rotazione della fly wheel (encoder ottici o sensori ad effetto Hall) che permettono di ridurre il rischio di saturazione². Il componente che controlla e regola la velocità in output di un motore elettrico è detto ESC (Electronic Speed Control). L'ESC è un sistema elettronico che si occupa dell'inversione della corrente che, in un motore brushed, avviene attraverso la spazzola (ogni 180°). Per farlo è necessario che l'ESC invii impulsi di diversa durata, intensità e frequenza al motore elettrico, variandone la velocità e, se richiesto, fermandolo. Sono, infine, presenti cuscinetti a rullo o magnetici per ridurre al minimo gli attriti tra i componenti.

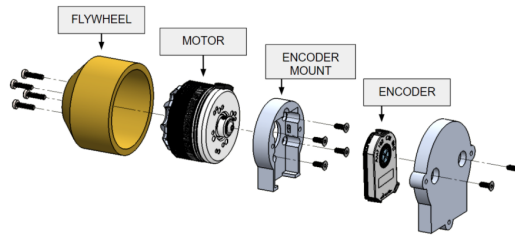


Figura 2.2: esploso ruota di reazione [1]”

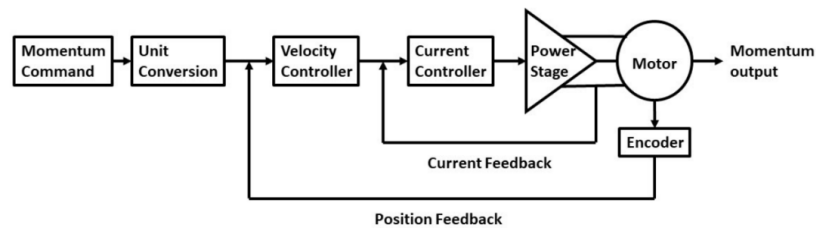


Figura 2.3: schema retroazione [1]”

2.3 Sistemi di riferimento

Un qualunque spacecraft che preveda la determinazione ed il controllo di assetto dovrà, come facilmente intuibile, fare riferimento ad un preciso punto dal quale stimare posizione, orientamento e velocità (relativamente ad esso). Si è soliti considerare, dunque, un sistema di riferimento con origine appartenente al corpo in movimento (in questo caso il satellite), chiamato “body frame”. Tale sistema di riferimento si muove rispetto ad un riferimento supposto fisso, o pseudo inerziale³, detto Earth-centred inertial frame (ECI). Il sistema body frame presenta l'origine coincidente con il centro di massa del satellite, asse x diretto verso lo zenith e asse z ortogonale al piano dell'orbita (l'asse y è automaticamente individuato). Il sistema ECI ha origine coincidente al centro della Terra, asse x diretto verso l'equinozio di primavera e asse z verso il polo Nord geografico. Entrambi i sistemi di riferimento sono terne destre. È possibile identificare la terna relativa al satellite con i tre versori $\hat{u}, \hat{v}, \hat{w}$, mentre \hat{c}_1, \hat{c}_2 e \hat{c}_3 identificano la terna fissa. L'orientamento della terna $\hat{u}, \hat{v}, \hat{w}$ rispetto alla terna \hat{c}_1, \hat{c}_2 e \hat{c}_3 lo si può descrivere mediante la matrice di assetto A , anche chiamata Direction Cosine Matrix (DCM):

²raggiungimento della massima velocità di rotazione da parte della fly wheel.

³non è possibile individuare un riferimento perfettamente inerziale, tuttavia è possibile scegliere un riferimento che, per le distanze ed i tempi in gioco, possa essere considerato come tale.

$$A = \begin{bmatrix} u1 & u2 & u3 \\ v1 & v2 & v3 \\ w1 & w2 & w3 \end{bmatrix}$$

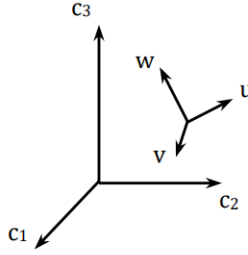


Figura 2.4: body frame e terna inerziale

2.4 Modelli matematici

La determinazione di assetto del satellite è possibile una volta note sei equazioni differenziali del primo ordine, accoppiate e non lineari, derivanti dallo studio della cinematica e della dinamica di assetto. L'analisi della dinamica di assetto, la quale descrive l'evoluzione del moto del corpo rigido attorno al suo baricentro, si serve di una grandezza fondamentale: il momento angolare \vec{L} , definito come:

$$\vec{L} \stackrel{\text{def}}{=} I\vec{\omega}$$

dove $\vec{\omega}$ rappresenta il vettore velocità angolare del corpo rispetto al riferimento fisso e I la sua matrice di inerzia. In un riferimento inerziale la variazione di momento angolare nel tempo è pari alla somma delle coppie esterne applicate al corpo:

$$\vec{N}_i = \frac{d\vec{L}_i}{dt} = \frac{dI_i\vec{\omega}_i}{dt} = \vec{\omega}_i\dot{I}_i + I_i\dot{\vec{\omega}}_i \quad (2.1)$$

Dal momento che la matrice di inerzia I varia rispetto ad un riferimento inerziale, mentre la si può assumere costante in un riferimento solidale al corpo, risulta più agevole esprimere la 2.1 considerando il legame tra le due terne:

$$\frac{d\vec{L}_i}{dt} = \frac{d\vec{L}_b}{dt} + \vec{\omega}_b \times \vec{L}_b = I_b\dot{\vec{\omega}}_b + \vec{\omega}_b \times I_b\vec{\omega}_b \quad (2.2)$$

le quantità con pedice "i" sono riferite al riferimento inerziale, mentre quelle con pedice "b" al riferimento del corpo (body). Indicando con \hat{x} , \hat{y} e \hat{z} le direzioni degli assi principali di inerzia è possibile scrivere la matrice I come:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

a questo punto, dalla 2.2, si ottengono le equazioni dinamiche di Eulero:

$$\dot{\vec{\omega}} = I^{-1}[\vec{N} - \vec{\omega} \times I\vec{\omega}] \quad (2.3)$$

le quali in forma scalare si presentano come:

$$\dot{\omega}_x = I_x^{-1}[N_x + (I_y - I_z)\omega_y\omega_z] \quad (2.4)$$

$$\dot{\omega}_y = I_y^{-1}[N_y + (I_z - I_x)\omega_x\omega_z] \quad (2.5)$$

$$\dot{\omega}_z = I_z^{-1}[N_z + (I_x - I_y)\omega_x\omega_y] \quad (2.6)$$

le quali evidenziano come la dinamica su ogni asse sia influenzata anche dalla coppia agente sugli altri due assi e non solamente da quella applicata al medesimo. Gli ultimi termini dei membri destri delle relazioni precedenti vengono solitamente chiamati “momenti giroscopici” e, proprio questi ultimi, fanno sì che le equazioni siano accoppiate e non lineari. Di particolare interesse in questa trattazione è l’analisi della dinamica di assetto di un satellite dotato di ruote di reazione. In questo caso le equazioni viste poco prima vanno rielaborate tenendo in considerazione il momento angolare della ruota \vec{h} rispetto al satellite, definito come:

$$\vec{h} \stackrel{\text{def}}{=} I_w \vec{\Omega} \quad (2.7)$$

con $\vec{\Omega}$ vettore velocità angolare della ruota rispetto al satellite, e con I_w matrice di inerzia relativa alla ruota:

$$I_w = \begin{bmatrix} I_{wx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{wy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{wz} \end{bmatrix}$$

per cui:

$$\vec{L} = I\vec{\omega} + \vec{h} \quad (2.8)$$

ottenendo dunque una nuova formulazione della 2.3:

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = I^{-1}[\vec{N} - \frac{d\vec{h}}{dt} - \vec{\omega} \times (I\vec{\omega} + \vec{h})] \quad (2.9)$$

Se si considera il caso di tre ruote di reazione montate lungo gli assi principali di inerzia del satellite ed ortogonali tra loro, \vec{h} evolverà nel seguente modo:

$$I_w(\dot{\vec{\omega}} + \dot{\vec{\Omega}}) = \vec{g} \quad (2.10)$$

dove \vec{g} è il vettore relativo alle coppie di controllo applicate dai motori elettrici alle ruote. Dalla 2.10 ne segue che:

$$\dot{\vec{h}} = I_w \dot{\vec{\Omega}} = \vec{g} - I_w \dot{\vec{\omega}} \quad (2.11)$$

che sostituita nella 2.9 restituisce:

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = -(I - I_w)^{-1}[\vec{g} + \vec{\omega} \times (I\vec{\omega} + \vec{h}) - \vec{N}] \quad (2.12)$$

Le equazioni dinamiche di Eulero, tuttavia, non hanno soluzione analitica⁴, motivo per cui si ricorre ad integrazioni numeriche.

⁴nel caso più generale di un’evoluzione temporale di coppie esterne arbitrarie.

Capitolo 3

Studio del moto del satellite

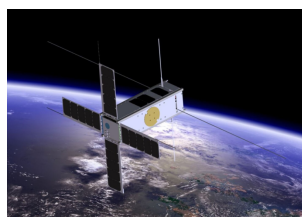
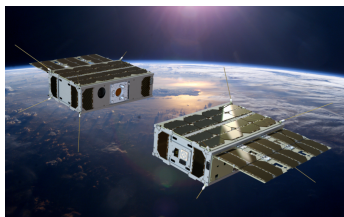
3.1 Assenza di coppie interne

3.1.1 Coppie esterne costanti

Introdotti i modelli matematici a cui fare riferimento, è possibile implementare questi ultimi in uno script Matlab che, dati in ingresso dei parametri iniziali, restituisca un'analisi preliminare della dinamica del satellite¹. Tra i parametri presi in ingresso bisogna considerare la matrice di inerzia del corpo, il suo assetto e la sua velocità angolare, entrambi relativi all'istante iniziale di valutazione. La prima dipende strettamente dalla geometria del satellite stesso, ed è dunque di particolare interesse analizzare alcune tra le configurazioni più utilizzate in ambito satellitare.

Una prima analisi del moto del satellite la si può ottenere nel caso più semplice in cui non viene considerata la presenza di ruote di reazione e vengono trascurate le coppie di disturbo esterne. In questo caso, prendendo in esame un satellite che per semplicità sia dotato, all'istante iniziale, di una certa velocità di rotazione attorno ad un asse principale di inerzia, esso preserverà tale moto rotatorio ad una velocità costante, pari al valore iniziale. Ovviamente si tratta di un caso puramente ideale, in cui vengono trascurate le forze dissipative a cui un satellite in orbita bassa è comunemente soggetto. Ben più interessante è il caso in cui esso sia sottoposto a coppie di disturbo, che possono essere costanti o variabili lungo l'orbita. Le coppie considerate sono per lo più dovute alla presenza del campo gravitazionale (non simmetrico) e magnetico terrestre, tali azioni sono dell'ordine compreso tra 10^{-4} e $10^{-5}Nm$, a seconda della quota orbitale. Nell'analizzare il comportamento di un satellite soggetto ad una coppia esterna, è possibile fare riferimento a svariate casistiche, comprendenti diverse geometrie del satellite, diverse condizioni iniziali e diversi valori di coppie perturbatrici. Partendo dal considerare un corpo simmetrico,

¹Satellite inizialmente trattato come se fosse un corpo rigido.



[h]

Figura 3.1: possibili configurazioni di CubeSat, credit: ESA.

ad esempio un CubeSat 1U delle dimensioni di $10 \times 10 \times 10$ *cm* ed avente una massa pari a 3 *kg*, se ne ricava la sua matrice di inerzia riferita ai tre assi principali:

$$I = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{bmatrix} 10^{-3} \text{ Kg } m^2$$

Tra i possibili casi vi è quello descritto nella figura 3.2, nel quale si è considerata una coppia esterna di intensità pari a 10^{-4} Nm ed una velocità angolare iniziale lungo l'asse z di intensità 0.3 rad/s . Essendo il corpo in esame simmetrico, il momento giroscopico ad esso associato risulta nullo. Come si può osservare dal grafico, la coppia perturbatrice ha effetto unicamente lungo l'asse z , essendo il momento giroscopico nullo:

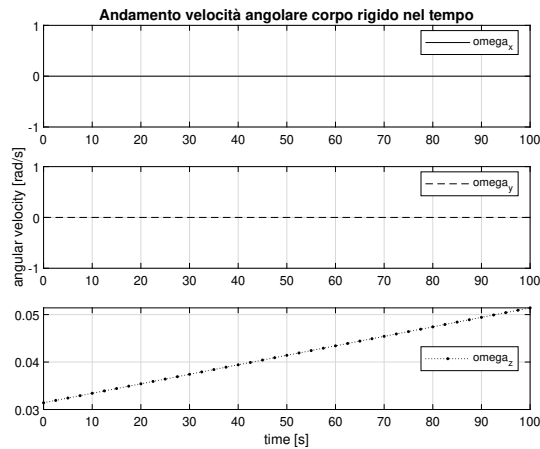


Figura 3.2: coppia esterna costante agente lungo l'asse di rotazione

Passando al caso di un corpo non simmetrico rispetto ai tre assi, ad esempio un satellite 3U (a forma di parallelepipedo rettangolo a base quadrata), delle dimensioni di $10 \times 10 \times 30$ *cm* ed avente una massa di 9 *kg*, la cui matrice di inerzia è data da:

$$I = \begin{bmatrix} 75 & 0 & 0 \\ 0 & 75 & 0 \\ 0 & 0 & 15 \end{bmatrix} 10^{-3} \text{ Kg } m^2$$

e qualora le coppie esterne fossero applicate lungo l'asse di rotazione z , il corpo si comporterebbe in modo analogo a quanto visto in precedenza, come si può osservare in figura 3.3, in cui è riportato un andamento dell'angolo di yaw di tipo periodico, ossia il satellite sta ruotando attorno al suo asse z .

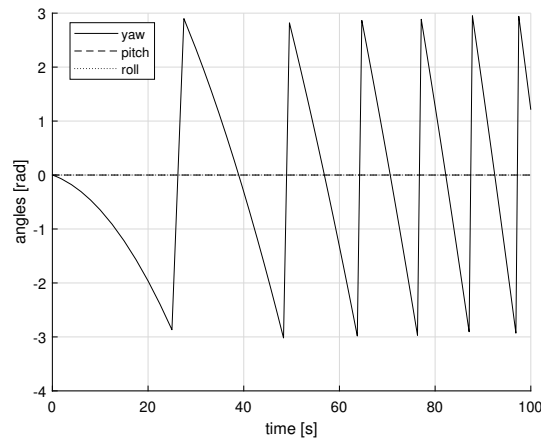


Figura 3.3: evoluzione degli angoli di Eulero nel tempo

Dalla figura 3.4 si nota facilmente che, conferendo al corpo una velocità angolare iniziale attorno all'asse x e z , rispettivamente di intensità pari a 0.2 rpm e 0.3 rpm , il corpo tende ad "oscillare" lungo gli assi x ed y , mentre mantiene un andamento lineare lungo la direzione z , ossia la direzione di maggiore lunghezza del satellite.

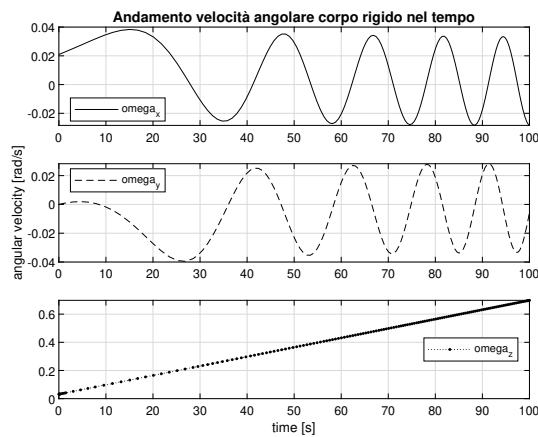


Figura 3.4: coppia esterna costante agente lungo i tre assi principali

3.1.2 Coppie esterne variabili

Considerando ora un disturbo avente intensità variabile, come ad esempio una coppia con evoluzione trapezoidale, parabolica o esponenziale, il corpo andrà, come facilmente prevedibile, ad aumentare in modulo la velocità angolare relativa all'asse su cui agisce la coppia, la quale si stabilizzerà ad un certo valore nel caso di coppia trapezoidale, come si può osservare in figura 3.6, dove le caratteristiche del satellite considerato sono le stesse descritte nella sezione precedente.

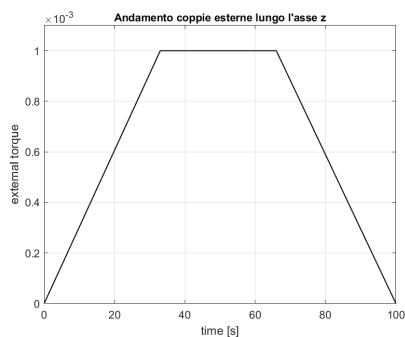


Figura 3.5: andamento trapezoidale delle coppie di disturbo lungo l'asse z

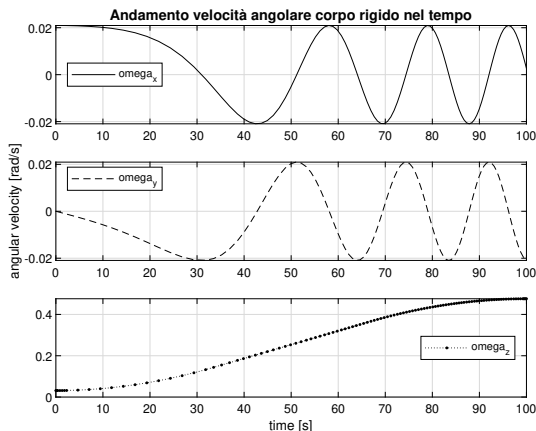


Figura 3.6: coppia esterna trapezoidale lungo l'asse z di intensità massima pari a $10^{-4} Nm$, agente su un CubeSat 3U

La medesima casistica è riportata in figura 3.7, considerando però una matrice di inerzia non diagonale:

$$I = \begin{bmatrix} 75 & -90 & -270 \\ -90 & 75 & -270 \\ -270 & -270 & 15 \end{bmatrix} 10^{-3} Kg m^2$$

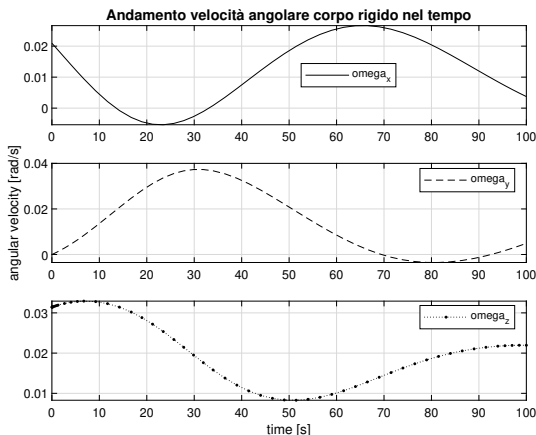
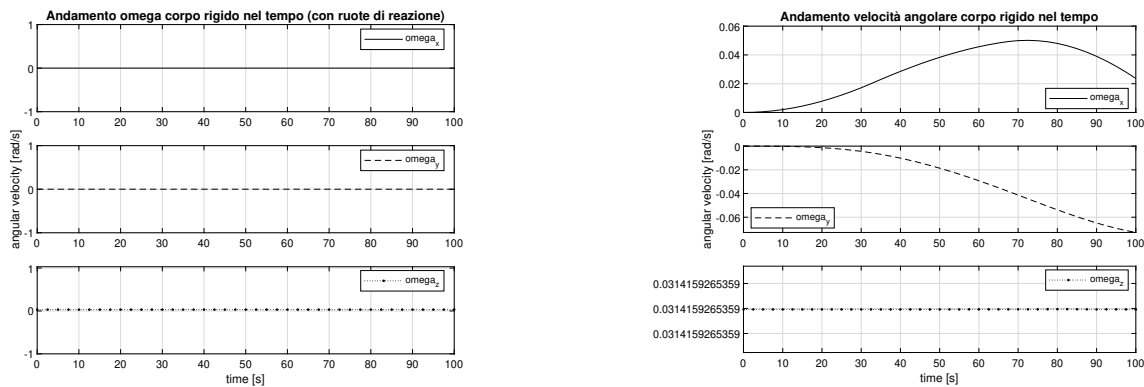


Figura 3.7: coppia esterna trapezoidale lungo l'asse z (matrice di inerzia non diagonale)

3.2 Effetto delle ruote di reazione

Le ruote di reazione entrano in gioco dal momento in cui i sensori di bordo rilevano una modifica di assetto da parte del satellite, causata da varie perturbazioni, o dal momento in cui si voglia modificare l'asse di puntamento dello spacecraft. La possibilità di manovrare un satellite mediante ruote di reazione o di momento risiede nella legge di conservazione del momento angolare. Variare la velocità delle ruote, infatti, equivale a variare il momento angolare complessivo del sistema satellite-ruota, provocandone una rotazione. Ne consegue, perciò, che la capacità di attenuare un disturbo da parte di uno spacecraft è strettamente legata alla massima velocità di rivoluzione raggiungibile dalle ruote di reazione montate al suo interno. Supponendo che il CubeSat 3U menzionato negli esempi precedenti sia caratterizzato da una velocità angolare iniziale attorno all'asse z di intensità pari a 0.3 rpm e, successivamente, venga sottoposto ad un disturbo esterno agente lungo l'asse x del corpo, esso acquisirebbe una velocità di rotazione non solo attorno all'asse x ma anche attorno ad y , a causa della geometria del corpo. I sensori di bordo, rilevando una variazione di assetto rispetto ai valori nominali di missione, fanno sì che la ruota (o le ruote) di reazione reagisca con una coppia tale da annullare, dopo un breve transitorio, la coppia perturbatrice, e riportare il satellite al giusto puntamento sui tre assi. Nelle figure 3.8a e 3.8b vengono illustrate le dinamiche del satellite, rispettivamente con e senza ruote di reazione, in cui i disturbi agiscono secondo un andamento trapezoidale con ampiezza massima pari a 10^{-4} Nm . La qualità dei sensori montati a bordo è di estrema importanza, in quanto una lettura errata della deviazione dell'asse di puntamento, o in generale dell'assetto, potrebbe portare i motori elettrici a fornire una coppia troppo elevata alle ruote ed indurre, di conseguenza, il satellite a ruotare nel verso opposto a quello apportato inizialmente dal disturbo, senza però stabilizzarsi su una determinata posizione. Maggiore è la velocità angolare alla quale si porta la ruota di reazione (a parità di tempo impiegato) e maggiore sarà la coppia fornita. Il sistema dovrà, pertanto, fornire una coppia alle ruote atta ad attenuare il disturbo e, nel farlo, dovrà garantire il raggiungimento ed il mantenimento della corretta velocità di rivoluzione, tale per cui il momento angolare che ne risulta, oltre a contrastare la perturbazione, riporti il satellite al giusto puntamento.



(a) velocità angolare del satellite successivamente all'uso di ruote di reazione (b) velocità angolare del satellite a seguito della perturbazione, senza l'utilizzo delle ruote

Figura 3.8

Capitolo 4

Banco di prova per CubeSat

4.1 Descrizione e tipologie

Tipicamente i numerosi test che vengono effettuati sui satelliti risultano estremamente complessi e costosi, il che rende impossibile per piccole aziende o università intraprendere attività di ricerca di questo tipo. Un grande vantaggio che risiede nell'utilizzo di CubeSat rispetto ai grandi satelliti delle agenzie spaziali è proprio quello di permettere numerosi test e validazioni, sia dal punto di vista degli algoritmi implementati che per i sistemi montati a bordo, nettamente più economici e semplici da realizzare. Vengono infatti largamente utilizzati in quest'ambito delle piattaforme o banchi di prova, di dimensioni relativamente ridotte, capaci di movimentarsi su più gradi di libertà e che hanno come scopo principale quello di simulare il più fedelmente possibile le condizioni orbitali dal punto di vista della dinamica di assetto. È spesso possibile simulare anche altri aspetti altrettanto importanti relativi all'ambiente orbitale, quali la presenza del campo magnetico terrestre e la radiazione solare. Questi ultimi sono simulati mediante attrezzature esterne alla piattaforma, un esempio ne è la gabbia di Helmholtz, presente al laboratorio di microsatelliti dell'Università di Bologna, la quale opera annullando l'effetto del campo magnetico locale, per poi ricreare le condizioni tipiche dell'orbita bassa. Lo scopo del design della piattaforma è quello di consentire, dunque, il test dei sistemi di determinazione e controllo di assetto di satelliti di terze parti, conformi allo standard 1U. Tornando al banco prova, si possono trovare di diversa tipologia, differendo per gradi di libertà nel movimento e complessità di realizzazione:

sistemi rotazionali: consentono una movimentazione di tipo rotazionale caratterizzata da tre gradi di libertà. Prevedono che la piattaforma sia montata su una semisfera che garantisce una movimentazione con ridotto attrito grazie all'aria compressa fatta scorrere al di sotto di essa (cuscinetto ad aria, figura 4.1).



Figura 4.1: cuscinetto ad aria semisferico, credit: pionline.it

Sistemi planari: molto simili dal punto di vista del funzionamento rispetto ai sistemi rotazionali ma risultano di realizzazione più semplice. Essi garantiscono una movimentazione su tre gradi di libertà in traslazione. Il cuscinetto ad aria utilizzato dovrà essere ovviamente di forma piana anziché semisferica.

Sistemi rototraslazionali: sono i più complessi tra i tre ma allo stesso tempo quelli che garantiscono una maggiore libertà di movimento, essendo caratterizzati da cinque gradi di libertà.

4.2 Requisiti di progetto

Nel presente lavoro si è posta particolare attenzione riguardo a sistemi di tipo rotazionale. Dal momento che la movimentazione del banco di prova dipende strettamente dalla capacità del cuscinetto ad aria di limitare l'attrito tra la semisfera e la base, ne consegue che il primo requisito da soddisfare sia relativo al peso. Avere un peso quanto più ridotto possibile della piattaforma e della componentistica installata, infatti, permette movimentazioni più fluide ed una maggiore precisione. Un ulteriore requisito di progetto riguarda la distanza tra il centro di massa del sistema e il centro di istantanea rotazione (CIR). Il centro di istantanea rotazione è definito come quel punto appartenente ad uno spazio connesso ad un corpo rigido in roto-traslazione caratterizzato dall'aver velocità nulla. Tale punto può variare istante per istante. Ridurre la distanza tra il centro di massa e il centro di istantanea rotazione comporta un miglioramento delle capacità di simulazione del banco prova, in quanto contribuisce a diminuire la coppia di disturbo gravitazionale. Su di esso infatti agiscono diverse coppie di disturbo che, se non attenuate mediante una progettazione accurata, portano ad un completo stravolgimento dei risultati durante i test. Tali coppie sono suddivise in:

coppie aerodinamiche: potenzialmente trascurabili date le ridotte velocità di rotazione della piattaforma.

coppie gravitazionali: disturbi relativi alla presenza del campo gravitazionale terrestre. Esso rappresenta il contributo di maggiore rilievo.

coppie viscosi: disturbi legati all'attrito viscoso presente a causa dell'aria compressa al di sotto della semisfera.

coppie derivanti da eventuali deformazioni: va tenuto a mente in fase di progetto che qualora ci fossero delle deformazioni della piastra o comunque di elementi di supporto, potrebbero causare uno spostamento del centro di massa del sistema o più in generale compromettere la movimentazione attorno ai tre assi.

Come visto nel capitolo 1, su un satellite in orbita bassa agiscono diverse coppie di disturbo e di diversa intensità, variabili anche a seconda della quota. Considerando che le tipiche quote operative di un nanosatellite vanno dai 400Km ai 600Km , è possibile effettuare una prima stima relativa a tali coppie perturbatrici. La coppia complessiva agente sul CubeSat è data dalla somma dei vari contributi (resistenza aerodinamica, presenza del campo magnetico e gravitazionale terrestre, pressione di radiazione solare) che, su un satellite delle dimensioni standard 1U, avrà intensità dell'ordine di 10^{-7}Nm^1 . Volendo effettuare una valutazione più conservativa, è bene prendere come riferimento

¹risultato di valutazioni qualitative sull'intensità media delle varie perturbazioni agenti alle quote descritte, avendo considerato un corpo dalla forma cubica.

un valore dell'ordine di $10^{-6}Nm$. Ciò è lecito in quanto nelle stime qualitative non si è tenuto conto dell'eventuale presenza di antenne, pannelli solari, thrusters ed altri sistemi sporgenti, i quali contribuiscono ad una maggiore sensibilità ai disturbi esterni. Una valutazione di questo tipo è particolarmente importante perché il sistema ADCS del satellite deve essere in grado di impartire una coppia di intensità superiore, o al massimo uguale, al valore stimato. Nel caso in cui si consideri un cuscinetto ad aria semisferico, la posizione del centro di istantanea rotazione dipende esclusivamente dalle caratteristiche del suddetto, in particolare coinciderà con il centro geometrico della semisfera. Non è perciò possibile agire sulla posizione del CIR. Si può agire sulla posizione del centro di massa del sistema attraverso un opportuno posizionamento di tutta la componentistica interessata, oltre che all'ausilio di sistemi di bilanciamento montati sulla piastra stessa. Va tenuto in considerazione, tuttavia, che tale distanza tra CIR e centro di massa non potrà mai essere portata a zero per via dell'incertezza relativa alla conoscenza della posizione dei due centri; il tutto deve essere dimensionato, di fatto, per far sì che la coppia totale di disturbo sia al di sotto di un valore limite. Altro requisito importante per la realizzazione di banco di simulazione riguarda il costo complessivo. Bisogna infatti tenere a mente che tali sistemi hanno come vantaggio principale quello di consentire una simulazione piuttosto accurata delle condizioni orbitali mantenendo una certa economia, posizionandosi dunque in una fascia di impiego a livello universitario o di piccole aziende.

4.3 Analisi quantitativa

Le equazioni del seguente capitolo sono tratte da: "Balancing of a small satellite attitude control simulator on an air bearing", di J Young e da: "Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation", di J. Prado, L. Reyes. Per modellare in modo appropriato la dinamica della piattaforma si utilizzano le equazioni e gli angoli di Eulero, i quali riferiti ad un sistema di riferimento inerziale e, mediante l'applicazione di una matrice di rotazione con sequenza 3 – 2 – 1, sono della forma:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

Il vettore momento angolare relativo al centro di massa del sistema può essere scritto come:

$$\vec{H} = m(\vec{r} \times \vec{v}) \quad (4.1)$$

Dove m rappresenta la massa totale del sistema, \vec{r} è il vettore che descrive la posizione del centro di massa rispetto al centro di istantanea rotazione e \vec{v} rappresenta il vettore velocità del centro di massa. La derivata rispetto al tempo del momento angolare è pari alla somma delle coppie esterne applicate alla piattaforma:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{M}_0 \quad (4.2)$$

la 4.2 può essere estesa mettendo in evidenza il legame con il vettore velocità angolare ed il momento angolare relativi al centro di massa, rispettivamente $\vec{\omega}$ e \vec{H}_{CM} , rispetto ad un sistema di riferimento inerziale:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = (\vec{r} \times \ddot{m}\vec{r}) + \dot{H}_{CM} + (\vec{\omega} \times \dot{m}\vec{r}) + (\vec{\omega} + H_{CM}^{\vec{}}) \quad (4.3)$$

Il momento angolare $H_{CM}^{\vec{}}$ è definito come segue:

$$H_{CM}^{\vec{}} = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x & I_{xy}\omega_y & I_{xz}\omega_z \\ I_{yx}\omega_x & I_{yy}\omega_y & I_{yz}\omega_z \\ I_{zx}\omega_x & I_{zy}\omega_y & I_{zz}\omega_z \end{bmatrix}$$

Schematizzando la piattaforma come un corpo rigido, le coppie totali agenti su di essa vengono suddivise, come visto in precedenza, in coppie aerodinamiche, viscosi e gravitazionali:

$$\vec{M}_0 = M_{aero}^{\vec{}} + \vec{M}_g + M_{visc}^{\vec{}} \quad (4.4)$$

Con:

$$\vec{M}_g = m\vec{r}\vec{g} \begin{bmatrix} 0 & -\cos\phi\cos\theta & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta & 0 & \sin\theta \\ -\sin\phi\cos\theta & \sin\theta & 0 \end{bmatrix}$$

$$M_{visc}^{\vec{}} = \begin{bmatrix} M_{visc_x} \\ M_{visc_y} \\ M_{visc_z} \end{bmatrix}$$

$$M_{aero}^{\vec{}} = \begin{bmatrix} -B_x\omega_x^2 \\ -B_y\omega_y^2 \\ -B_z\omega_z^2 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} [(-2mr_y r_z + I_{yz})\omega_y^2 + (2mr_y r_z - I_{yz})\omega_z^2 \\ + (-mr_x r_z + I_{xz})\omega_x\omega_y + (mr_x r_y + I_{xy})\omega_x\omega_z + (mr_y^2 - mr_z^2 - I_{yy} + I_{zz})\omega_y\omega_z] \\ [(2mr_x r_z + I_{xz})\omega_x^2 + (-2mr_x r_z + I_{xz})\omega_z^2 \\ + (mr_y r_z - I_{yz})\omega_x\omega_y + (-mr_x^2 - mr_z^2 + I_{xx} - I_{zz})\omega_x\omega_z + (-mr_x r_y + I_{xy})\omega_y\omega_z] \\ [(-2mr_x r_y + I_{xy})\omega_x^2 + (2mr_x r_y - I_{xy})\omega_y^2 \\ + (mr_x^2 - mr_y^2 - I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y + (-mr_y r_z + I_{yz})\omega_x\omega_z + (-mr_x r_z + I_{xz})\omega_y\omega_z] \end{bmatrix}$$

Sostituendo le relazioni 4.3 e 4.4 nella 4.2 si ottiene:

$$\dot{\vec{\omega}} = A^{\vec{-}1}(\vec{M} - \vec{B}) \quad (4.5)$$

Quest'ultima, riscritta in una forma semplificata, restituisce:

$$\dot{\vec{\omega}} = \begin{bmatrix} (mg/I_{xx})(-r_y\cos\phi\cos\theta + r_z\sin\phi\cos\theta) \\ (mg/I_{yy})(r_x\cos\phi\cos\theta + r_z\sin\theta) \\ (mg/I_{zz})(-r_x\sin\phi\cos\theta - r_y\sin\theta) \end{bmatrix}$$

Tale espressione è stata ottenuta considerando il contributo di $M_{visc}^{\vec{}}$ nullo, mentre \vec{r} , $\vec{\omega}$, $M_{aero}^{\vec{}}$ ed il prodotto delle inerzie molto più piccoli rispetto agli altri termini. La 4.3 mette in evidenza come il comportamento del banco prova dipenda dalla sua massa e dalla distanza tra il centro di massa ed il centro di rotazione. Il contributo principale

delle coppie perturbatrici è dato dal momento gravitazionale, bisogna perciò agire su \vec{r} e m per poter minimizzare l'effetto di \vec{M}_g . Gli angoli di Eulero ϕ e θ non vengono considerati dei gradi di libertà su cui agire in quanto deve essere garantita un range minimo di movimento entro il quale la piattaforma possa ruotare. La massa complessiva m , se scomposta nei diversi contributi, la si può esprimere come:

$$m = m_p + m_{ADCS} + m_b + m_s \quad (4.6)$$

dove m_p rappresenta il contributo di massa da parte della piastra, degli elementi di fissaggio, motori, guide, batterie e dei cavi, m_{ADCS} la massa del sistema di controllo di assetto, m_b la massa dei pesetti per il sistema di bilanciamento e m_s rappresenta la massa della semisfera. Considerando un sistema di riferimento avente origine proprio nel centro di istantanea rotazione, il vettore \vec{r} può essere definito come:

$$\vec{r} = \frac{\sum_i m_i \vec{r}_i}{\sum m_i} \quad (4.7)$$

con m_i massa dell'elemento i -esimo del sistema. Nel caso ideale \vec{r} dovrà essere nullo. Grazie alle 4.7 è possibile effettuare una prima stima sull'intervallo massimo di escursione del baricentro rispetto al centro di istantanea rotazione, considerando il valore di $10^{-6} Nm$ ricavato in precedenza:

$$r_{max}^{\vec{r}} = \frac{10^{-6}}{mg} \approx 3.39 \cdot 10^{-8} m \quad (4.8)$$

Esplicitando dalla 4.7 il contributo dato dal sistema di bilanciamento fine, quindi dalle masse di bilanciamento, si ottiene:

$$\vec{r} = \frac{m_{nb} \vec{r}_0 + \sum_1^3 m_{bi} \vec{r}_{bi}}{m_{nb} + m_b} \quad (4.9)$$

Con un numero minimo di tre masse per il bilanciamento. Si parla infatti di "bilanciamento grosso" quando ci si riferisce alla possibilità di trovare, in prima analisi, una posizione ottimale del baricentro agendo manualmente sui componenti, in seguito si agirà per "bilanciamento fine" mediante appositi sistemi di precisione per un accurato bilanciamento complessivo. Il vettore \vec{r}_b si riferisce alla posizione del centro di massa della massa di bilanciamento rispetto al CIR ed è scomposto in due contributi, \vec{r}_0 che rappresenta la posizione della massa di bilanciamento nella configurazione di distanza minima dal centro di istantanea rotazione e $c_i \hat{u}$, ossia il valore della corsa di tale massa ed il versore relativo alla direzione di traslazione:

$$\vec{r}_b = \vec{r}_0 + c_i \hat{u} \quad (4.10)$$

Il termine m_{nb} fa riferimento al valore della massa complessiva del sistema esclusa la massa dei componenti per il bilanciamento. Affinchè possa essere garantita un'ottima precisione nel disporre le masse di bilanciamento lungo un asse, è necessario avere un'adeguata risoluzione di spostamento. Per risoluzione di spostamento si intende la minima variazione in termini di posizione della massa a seguito dell'attuazione dei motori, il cui principio di funzionamento verrà trattato più avanti. Indicato con $\Delta r_{min}^{\vec{r}}$ e con $\Delta c_{min}^{\vec{r}}$, rispettivamente, la risoluzione di bilanciamento e la corsa minima della massa, vale:

$$\Delta r_{min}^{\vec{r}} = \frac{m_b \Delta c_{min}^{\vec{r}}}{m_{nb} + m_b} \quad (4.11)$$

Per come è realizzato il sistema di scorrimento delle masse, $\Delta r_{min}^{\rightarrow}$ dipende dalla filettatura dell'albero passante nella massa stessa e dalle caratteristiche del motore, come riportato nella 4.12:

$$\Delta c_{min} = \frac{p\theta_{min}}{360^{\circ}} \quad (4.12)$$

con p passo della filettatura riferita ad una vite a singolo principio ² e θ_{min} l'angolo minimo di rotazione.

4.4 Componentistica

I componenti principali installati sulla piattaforma relativa al progetto in questione sono:

- batterie
- IMU
- scheda di sviluppo
- driver
- motori con guide integrate
- regolatori di tensione
- supporti per il fissaggio del CubeSat

4.4.1 Batterie

Il banco prova necessita di batterie installate a bordo in quanto non è prevista alimentazione via cavo, la quale sarebbe una soluzione che non consentirebbe il corretto movimento del sistema. Sulla piattaforma sono montate due batterie agli ioni di litio (LiIo), caratterizzate da una tensione nominale di $3.7V$ ciascuna. Tale soluzione si è dimostrata più versatile rispetto al caso di una singola batteria da $7.2V$.

4.4.2 IMU

L'Inertial Measurement Unit è un componente di fondamentale importanza che fa uso di accelerometri e giroscopi per fornire informazioni relative all'orientamento nello spazio e all'evoluzione del moto. Tipicamente una IMU possiede un giroscopio, un accelerometro ed un magnetometro per ogni asse (pitch, roll e yaw). La IMU utilizzata nel progetto corrente è una XSens MTi-3.

4.4.3 Scheda di sviluppo

La scheda di sviluppo ha il ruolo principale di comunicare tra la IMU e i motori, ricevendo quindi in ingresso i dati relativi all'assetto e traducendoli in segnali da dare in ingresso ai motori, al fine di mantenere o correggere l'assetto. In questo progetto è stata implementata una scheda Adafruit Feather M0, la quale è provvista di un modulo Wi-Fi. La stessa scheda è stata precedentemente utilizzata in un altro progetto, il suo utilizzo, dunque, porta anche il vantaggio di non dover riprogrammare da zero una eventuale nuova scheda.

²numero di filetti che, ruotando e traslando contemporaneamente lungo l'asse maggiore della vite, vanno a formare la filettatura

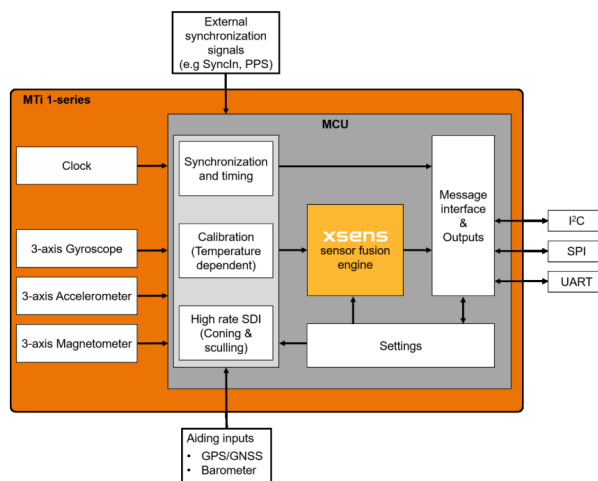


Figura 4.2: diagramma MTi-3, credit: Xsens.com

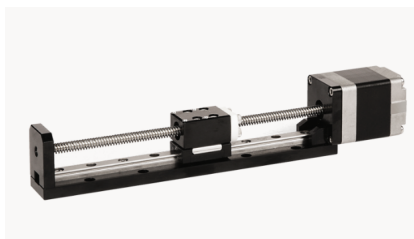


Figura 4.3: stepper motor con guida integrata, credit: dingsmotion.com

4.4.4 Driver

Un driver non è altro che un componente in grado di ricevere un segnale in ingresso e di tradurlo in movimento, in questo caso dei motori, senza però trasmettere istruzioni. Le istruzioni sono infatti impartite dalla scheda Feather M0. È necessario installare un driver per ogni motore. I driver utilizzati sono dei Adafruit TB6612.

4.4.5 Motori con guide integrate

Per poter permettere la movimentazione di masse di bilanciamento è necessario l'utilizzo di appositi motori brushless, detti "stepper", ossia "passo passo". A differenza di un comune motore brushless, i motori stepper quando alimentati mantengono una determinata posizione angolare dell'albero e, se si vuole far assumere una posizione angolare diversa, basta fornire in ingresso un segnale caratterizzato da una sequenza ben definita di impulsi. I motori implementati in questo tipo di banchi prova presentano un albero filettato su cui scorre una massa di bilanciamento (figura 4.3), grazie alla rotazione dell'albero, ed è per questo che risulta di estrema importanza avere un motore molto accurato in termini di ampiezza del passo, o dello step, tipicamente misurata in gradi.

4.4.6 Regolatori di tensione

I regolatori di tensione sono utilizzati per garantire una tensione quanto più stabile e costante in ingresso al componente interessato. Il regolatore utilizzato è un Adafruit MPM3610.



Figura 4.4: credit: directindustry.it



Figura 4.5: credit: rscomponents.com

Questo tipo di motori consentono di avere vantaggi come la possibilità di lavorare a velocità angolari molto basse senza l'ausilio di riduttori e soprattutto possono essere controllati da microcontrollori. Per quanto riguarda i motori implementati sulla piattaforma corrente, si tratta di Dings DLM150, aventi un angolo di step dichiarato di 1.8 gradi. Altre soluzioni precedentemente considerate invece, prevedevano l'acquisto separato di motori e guide, facendo ricadere la scelta sul tipo di guida più adatto, soluzioni successivamente scartate per via del peso eccessivo e del ridotto range di movimentazione delle masse, oltre a problemi relativi a possibili deformazioni durante l'utilizzo. Ne sono un esempio soluzioni della tipologia illustrata in figura 4.4. Un altro esempio è dato dalla tipologia in figura 4.5, che presenta limitazioni sull'escursione massima della massa.

4.4.7 Supporti per il fissaggio del CubeSat

Il CubeSat da testare andrà fissato sulla piattaforma in modo sicuro, evitando che possa muoversi, se pur di poco, durante i test. I supporti per il fissaggio del CubeSat sono pensati anche per mantenere quest'ultimo nella sua posizione a seguito di inclinazioni del piano di appoggio, le quali possono superare i 40 gradi. Tra le soluzioni di maggiore interesse vi sono stati sistemi che prevedessero quattro appoggi, fissati sulla piastra del banco prova, ma che non consentivano la traslazione del CubeSat lungo una direzione, fattore a cui non si è voluto rinunciare per via del grande vantaggio che comporta in ter-

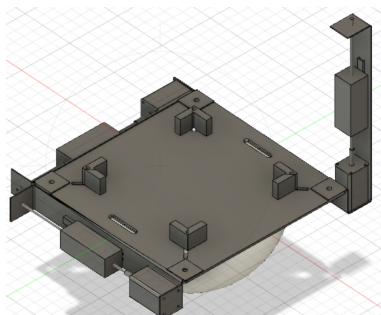


Figura 4.6: soluzione con appoggi scorrevoli



Figura 4.7: KL02 e KL02L, credit: thorlabs.com

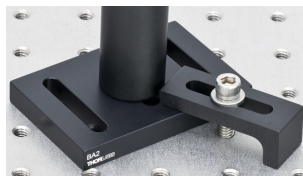
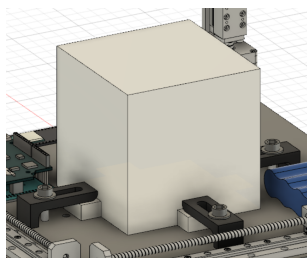


Figura 4.8: table clamp, credit: thorlabs.com

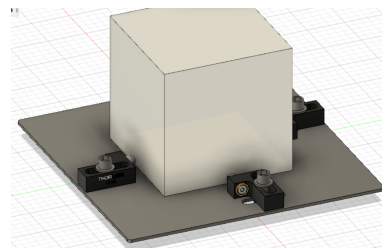
mini di posizione del centro di massa e quindi del corretto bilanciamento. Una soluzione simile è rappresentata da quella in figura 4.6, dove si è voluto garantire la possibilità di accogliere satelliti di dimensioni diverse, grazie allo scorrimento dei quattro supporti in diagonale. Tale alternativa è stata poi scartata in quanto difficilmente si avrà a che fare con satelliti di dimensioni non standardizzate come gli 1U, oltre a non consentire la traslazione. Le soluzioni più convincenti sono stati i supporti rappresentati in figura 4.7 e 4.8. Tali componenti risultano molto più versatili rispetto ai precedenti, consentono infatti la traslazione lungo una direzione (grazie a delle asole) e allo stesso tempo un'ottima tenuta sul CubeSat. La traslazione lungo la direzione perpendicolare alla prima, nel piano, può essere garantita da due ulteriori asole poste nella piastra di appoggio.

La differenza principale tra le due tipologie risiede nel fatto che i “KL02” consentono il fissaggio del satellite agendo direttamente sulla sua struttura, mentre i “CL5” presuppongono che al di sotto del satellite vengano implementate delle sporgenze. Nonostante ciò, questi ultimi consentirebbero un fissaggio più sicuro, considerando le condizioni in cui la piastra è ruotata di 45 gradi rispetto alla verticale.

La scelta dei supporti è stata effettuata non solo rispetto alle considerazioni precedenti ma anche considerando le richieste e le proposte portate avanti dal Politecnico di Torino, nell'ambito di una collaborazione con il laboratorio di microsattelliti dell'Università di Bologna. Il CubeSat da installare sulla piattaforma, infatti, è realizzato nei laboratori dell'università torinese. La struttura esterna del satellite da testare è realizzata tramite stampa 3D e, per tale motivo, adottare dei supporti che prevedessero delle viti per stringere e bloccare la struttura avrebbe potuto compromettere o comunque danneggiare il



(a) installazione dei CL5



(b) variante con KL02

Figura 4.9

materiale, oltre al rischio di causare deformazioni e quindi variazioni delle caratteristiche geometriche, le quali avrebbero intaccato il risultato della simulazione.

4.5 Analisi delle possibili configurazioni

Scelti i componenti che andranno montati sulla piattaforma, bisogna trovare la configurazione più adatta in termini di posizione del centro di massa, e quindi di stabilità. Partendo dalla posizione dei motori e delle guide, sono state provate diverse configurazioni: la prima, come si vede in figura 4.6, prevede che il motore adibito alla movimentazione della massa lungo l'asse verticale locale venga disposto più in basso rispetto alla piastra. Ciò consente di abbassare la posizione del baricentro complessivo e, soprattutto, consente di avere maggior spazio disponibile sulla piastra. Tuttavia si riduce l'altezza alla quale è possibile posizionare la massa. Bisognerebbe, inoltre, installare una staffa abbastanza sottile da mantenere il peso contenuto, tuttavia essa potrebbe incorrere in lievi deformazioni. Una possibile alternativa è rappresentata in figura 4.11a, dove si è pensato di implementare due ingranaggi conici disposti ortogonalmente tra loro. Questa soluzione consente di sfruttare una maggiore corsa della massa di bilanciamento, avendo posto il motore in una posizione sopraelevata. Il motore, attraverso gli ingranaggi, mette in rotazione l'albero filettato collegato alla massa, permettendone la traslazione. È presente, inoltre, un ulteriore supporto sul quale la massa è in grado di scorrere, atto a diminuire le vibrazioni. Quest'ultimo aspetto fa sì che ci sia la necessità di installare all'interno della massa un cuscinetto a ricircolo di sfere, altrimenti l'attrito generato tra il supporto e la massa stessa renderebbe inutilizzabile il sistema. Tale soluzione è stata successivamente scartata in quanto avrebbe aumentato considerevolmente la complessità del progetto. Il compromesso definitivo è stato trovato in un componente che integrasse motore e guida (figura 4.3), mantenendo buoni valori di corsa massima, rigidità e peso. I motori relativi alla movimentazione delle masse lungo gli assi paralleli alla piastra sono stati installati, nella configurazione definitiva, in modo ribassato, grazie all'ausilio di due staffe sufficientemente rigide (figura 4.10).

Per quanto riguarda la semisfera, si è pensato di adottare una configurazione sfruttasse lo spazio vuoto al suo interno per l'alloggiamento delle batterie e delle schede (figura 4.12), così da avere un minor ingombro sulla piattaforma, rendendo possibile una riduzione delle dimensioni di quest'ultima e quindi una diminuzione di peso. Gli alloggi interni alla semisfera sono ricavati dal polistirene espanso, per non appesantire il tutto, con quattro fori più esterni per permettere il passaggio dei cavi. La criticità di una soluzione di questo tipo, tuttavia, risiede in una maggiore complessità per quanto riguarda il collegamento con i motori e la conseguente disposizione dei cavi. Bisognerebbe inoltre smontare la semisfera dalla piastra ogni qualvolta si volesse interagire via USB con la scheda di

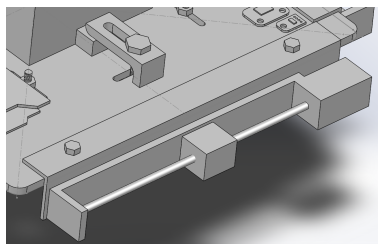


Figura 4.10: motore installato su staffa

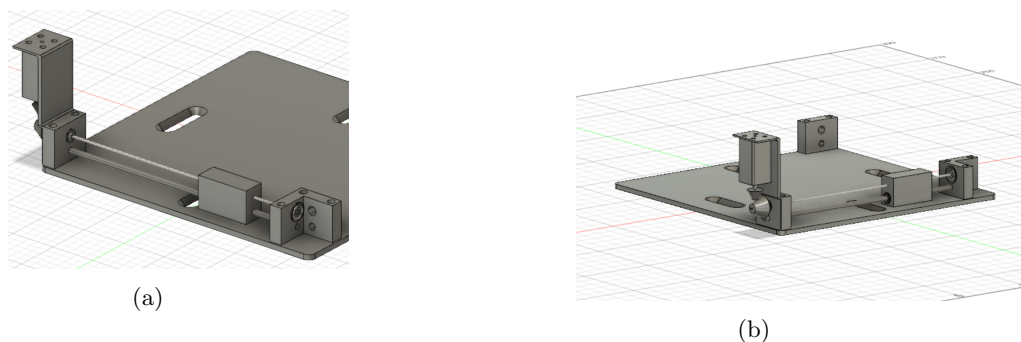


Figura 4.11: soluzione con ingranaggi conici

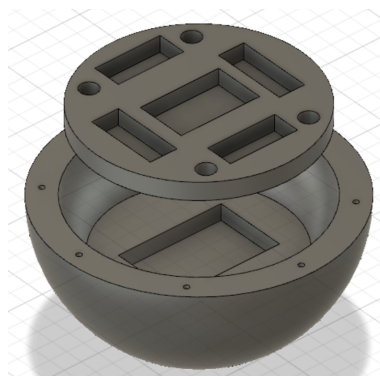


Figura 4.12: soluzione con alloggi interni alla semisfera

controllo. Si è quindi preferito adottare una soluzione simile a quella già adottata in precedenza, con la componentistica posta sulla piattaforma.

Una volta chiara la configurazione da portare avanti nel progetto, il problema si sposta nel dimensionare le masse relative al sistema di bilanciamento fine. Stando a quanto visto nel paragrafo 4.3, la massa per il bilanciamento dipende dalle caratteristiche del motore e dalla filettatura. Il sistema motore-guida in dotazione per il progetto presenta un valore dichiarato di $0.0016mm$ di corsa per step. Per procedere con il dimensionamento si impone che vi sia una compensazione della coppia perturbatrice indipendente dall'orientamento della piattaforma. In questo modo si ricava la massima distanza possibile tra centro di massa e centro di istantanea rotazione:

$$r_{max} = \frac{M_g}{(m_{nb} + 3m_b)g} \quad (4.13)$$

A questo punto affrontare il problema da un punto di vista tridimensionale risulterebbe molto laborioso e complicato. È possibile semplificare l'approccio considerando separatamente i tre sistemi di bilanciamento nelle singole direzioni, ottenendo come valore di r_{max} il valore massimo ammissibile lungo la direzione della guida, ossia lungo l'asse in cui la massa trasla. Per mantenere una certa accuratezza nei calcoli si introduce un fattore correttivo, pari a $\sqrt{3}$. Tale valore risiede in considerazioni di tipo geometrico a seguito delle semplificazioni apportate: la situazione più svantaggiosa riguardo a r_{max} è data dal caso in cui, considerato un sistema di riferimento tridimensionale, il vettore posizione relativo ad un punto generico nello spazio formi un angolo di 45 gradi rispetto ai tre assi cartesiani. Qualora la piattaforma dovesse inclinarsi di tale angolo, la distanza tra la verticale locale e la direzione di azione del vettore gravità (applicato al centro di massa)

aumenterebbe di un fattore $\sqrt{3}$ rispetto al caso in cui il vettore di offset sia lungo una delle direzioni degli assi cartesiani e, di conseguenza, si avrebbe un valore della coppia ribaltante pari a $\sqrt{3}M_g$. Le approssimazioni portate avanti³, dunque, possono essere considerate lecite. Per poter garantire un limite sulla distanza massima tra centro di massa e centro di istantanea rotazione lungo una singola direzione, la risoluzione del sistema di scorrimento delle masse andrebbe fissato a $2r_{max}$. A seguito di ciò, ne corrisponde che:

$$\frac{2M_g}{(m_{nb} + 3m_b)g} = \frac{m_b\Delta c_{min}}{m_{nb} + 3m_b} \quad (4.14)$$

Da cui:

$$m_b = \frac{2M_g}{g\Delta c_{min}} \quad (4.15)$$

Ne consegue che, considerando una coppia ribaltante pari a $10^{-6}Nm$ ed un valore di Δc_{min} di $0.0016mm$, la massa da installare sul sistema di bilanciamento fine relativa alla singola direzione è di $m_b = 0.127Kg$, ma dato che nel computo della massa totale si è inclusa la massa mobile pre-installata nelle guide, il reale valore da considerare per il bilanciamento sarà dato dalla differenza tra $0.127Kg$ e tale massa pre-installata. Questo perchè la massa mobile già presente nelle guide funge anch'essa da massa per il bilanciamento. L'ultimo aspetto fondamentale da tenere in considerazione in fase di progetto riguarda l'intervallo di variazione del centro di massa a seguito dell'attuazione dei sistemi di bilanciamento fine e grosso. Gli estremi di tale intervallo sono facilmente ricavabili dalle espressioni:

$$\Delta r_{min} = \frac{m_b\Delta c_{min}}{m_{tot}} \quad (4.16)$$

$$\Delta r_{max} = \frac{m_b\Delta c_{max}}{m_{tot}} \quad (4.17)$$

La conoscenza di r_{max} e r_{min} risulta di notevole importanza in quanto, durante la prima fase di bilanciamento grosso, deve essere garantita una distanza del centro di massa rispetto al centro di istantanea rotazione inferiore a r_{max} . Se così non fosse, non sarebbe infatti possibile raggiungere una condizione ottimale con il successivo bilanciamento fine, ossia anche se le masse di bilanciamento venissero portate dai motori al massimo valore della corsa consentita, non si riuscirebbe comunque a bilanciare la coppia ribaltante. In questo caso si è valutato un valore di Δr_{max} pari circa a $7.96 \cdot 10^{-3}m$, avendo considerato Δc_{max} pari a $188mm$. Per quanto concerne il bilanciamento grosso, è possibile effettuare le stesse procedure per ricavare il massimo ed il minimo valore ammissibile di posizione del centro di massa:

$$\Delta r_{Gx} = \frac{l_x m_{sat}}{m_{tot}} \quad (4.18)$$

$$\Delta r_{Gy} = \frac{l_y m_{sat}}{m_{tot}} \quad (4.19)$$

In cui l_x e l_y sono rispettivamente la lunghezza delle asole che permettono la traslazione del CubeSat lungo l'asse x ed y, mentre m_{sat} è la massa del CubeSat fissato sulla piattaforma. Con Δr_{Gx} e Δr_{Gy} si indica, dunque, lo scostamento massimo del centro

³si è approssiato il problema in modo separato nelle singole direzioni.

di massa a seguito di un posizionamento manuale del CubeSat attraverso la traslazione lungo la piastra. Per l'implementazione CAD del progetto sono stati utilizzati i software Autodesk Fusion 360 e SolidWorks. Grazie a questi software è stato possibile prevedere, in modo preliminare, la posizione del centro di massa del banco prova a seconda delle diverse disposizioni dei componenti sulla piastra. L'utilizzo di sistemi per il fissaggio quali i CL5 ed il voler garantire la possibilità di apportare un bilanciamento grosso tramite traslazione, hanno reso necessario ampliare le dimensioni della piastra d'acciaio fino ad un valore di $280 \times 280 \text{mm}$, in modo da poter sfruttare la massima traslazione ammissibile del satellite. Si è inoltre optato per uno spessore di 4mm per conferire alla piastra un'adeguata resistenza alle deformazioni. Nel processo di posizionamento è stato importante anche tener conto del collegamento tra i vari componenti, nonché della disposizione dei cavi. Una attenta analisi di questo tipo, infatti, rende più agevole l'accesso ai singoli componenti, inoltre percorsi troppo lunghi dei cavi potrebbero interferire con la movimentazione durante la regolazione grossa. Di seguito sono riportati alcuni render dimostrativi della configurazione finale del sistema (figure 4.13a e 4.13b), mentre in figura 4.14 è illustrata una configurazione successivamente scartata, avente una singola batteria da 7.2V e con i motori installati sulla superficie della piastra. Un particolare molto importante risiede nel sistema di scorrimento verticale della semisfera rispetto alla piastra: per garantire un bilanciamento grosso lungo l'asse ortogonale al banco si è fatto uso di quattro viti, sulle quali far scorrere la semisfera per poi essere bloccata nella posizione desiderata tramite dei dadi. Dal momento che i fori predisposti sulla semisfera sono posizionati in corrispondenza dei componenti installati al di sopra della piastra, è stato necessario installare un ulteriore supporto metallico dalle dimensioni circolari, di raggio 98mm e dallo spessore di 4mm , consentendo un posizionamento corretto delle quattro viti.

4.6 Collegamento elettronico dei componenti

Un corretto posizionamento dei componenti è fondamentale non solo per la distribuzione dei pesi ma anche per l'ergonomia del sistema. Componenti come la Feather, per esempio, prevedono l'utilizzo di una interfaccia USB ed è quindi importante il giusto orientamento al fine di facilitarne l'utilizzo. A seconda dello schema logico relativo alla comunicazione

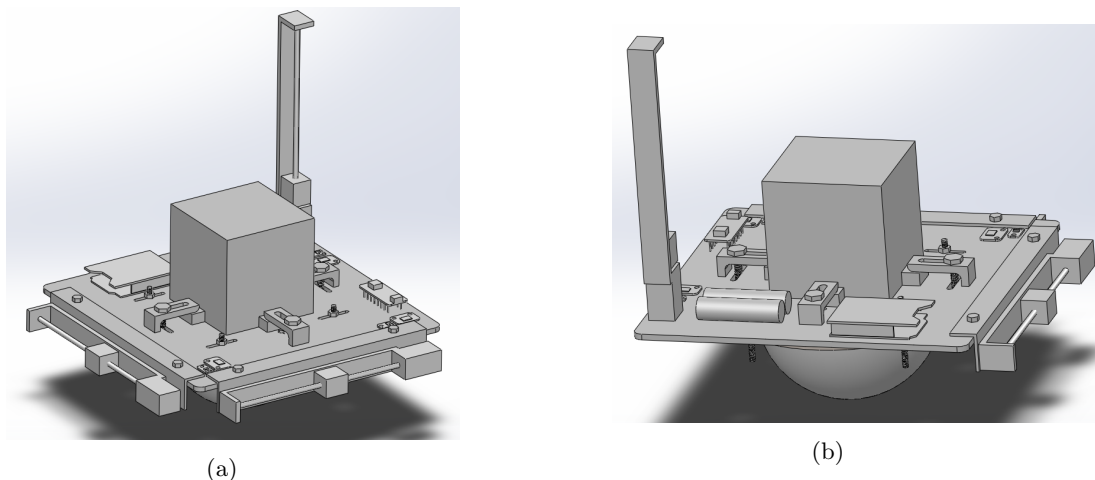


Figura 4.13

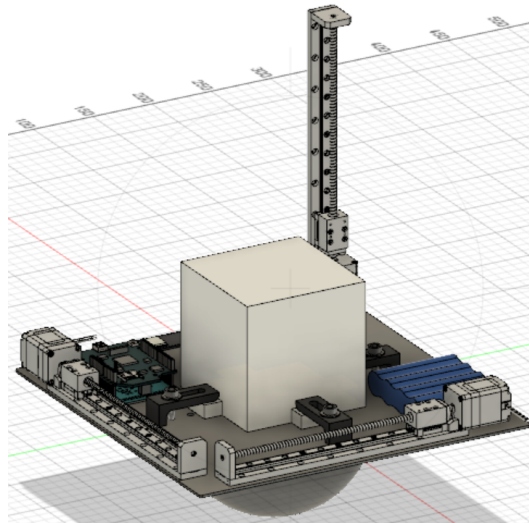


Figura 4.14: render soluzione scartata del banco prova

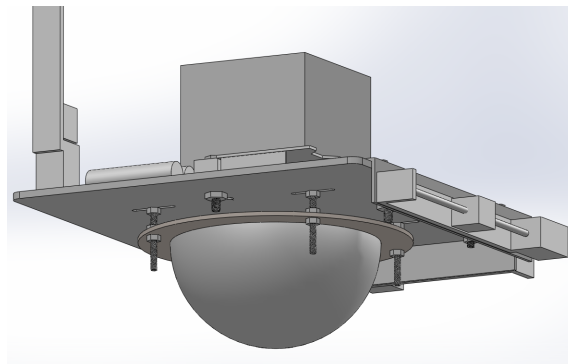


Figura 4.15: distanziale viti per bilanciamento grosso

tra le varie interfacce è lecito posizionare due o più componenti in modo ravvicinato, al fine di ridurre al minimo la lunghezza dei cavi utilizzati, e quindi ottenere un guadagno sia dal punto di vista del peso sia dal punto di vista degli ingombri. Quest'ultimo fattore non è da mettere in secondo piano, in quanto bisogna tenere a mente la necessità di movimentare sia il CubeSat che i CL5 montati sulla piastra. In figura 4.16 è riportata la vista dall'alto del banco prova, sulla quale si è messo in evidenza il collegamento elettronico di alimentazione dei vari componenti. Le due batterie sono collegate in serie, in modo da alimentare i driver e quindi i motori. In ingresso ai motori giunge una corrente regolata in tensione, stabilizzata a 5V. Il collegamento che garantisce la comunicazione tra le interfacce, riportato in figura 4.17, fa uso di:

- modulazione PWM
- protocollo I2C
- segnale WiFi

Nell'ambito dell'elettronica vi è spesso la necessità di lavorare con segnali di tipo analogico, ad esempio la misurazione della temperatura, utilizzando però dei componenti digitali, come lo sono i microcontrollori. La modulazione PWM o "Pulse Width Modulation" consiste in una serie di impulsi digitali, quindi costituiti da due soli valori, variabili in frequenza e durata. In questo modo è possibile emulare il segnale analogico

in output dal microcontrollore. Ciò risulta particolarmente efficace nel controllo di motori elettrici. Il protocollo I2C (Inter-Integrated Circuit) permette la comunicazione tra due o più dispositivi attraverso un bus, ossia il canale di comunicazione tra gli interlocutori. Più precisamente viene sfruttato un bus a due fili ed una linea di riferimento di tensione. In elettronica un protocollo di comunicazione è definito come un insieme di regole a cui i dispositivi interlocutori devono attenersi. Sono un esempio di protocolli di comunicazione:

- USB (Universal Serial Bus): stabilisce, ad esempio, le regole di comunicazione tra PC e periferiche;
- Ethernet: stabilisce le regole di comunicazione all'interno di reti locali.

Tornando al protocollo I2C, le informazioni vengono scambiate mediante due linee bidirezionali, ossia entrambi i dispositivi coinvolti sono in grado di guidare entrambe le linee. È presente una linea per lo scambio di dati ed una per il Clock, oltre che una linea di massa. La rete WiFi è una rete di telecomunicazione basata sulla trasmissione e ricezione di onde elettromagnetiche, sfruttando l'interconnessione con la rete internet. Tale tecnologia consente di connettere simultaneamente più dispositivi anche a distanza. La scheda Feather possiede un modulo WiFi che le consente di comunicare con altri dispositivi, quali schede Arduino.

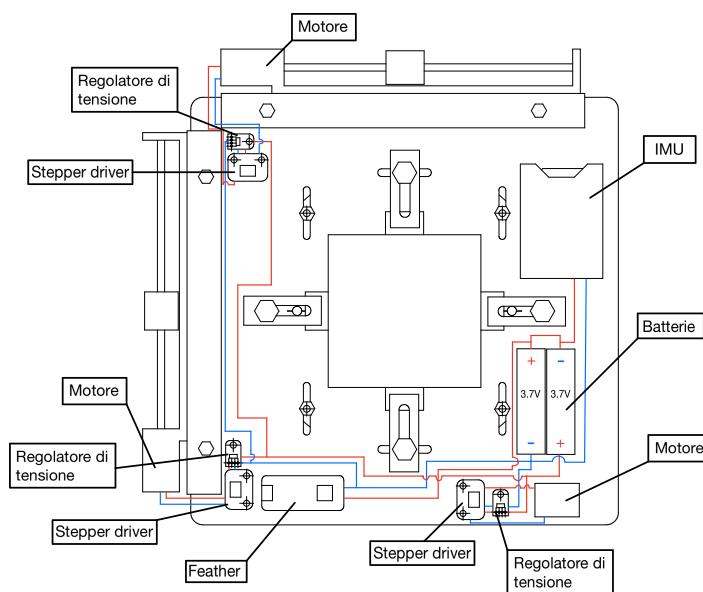


Figura 4.16: schema alimentazione componenti

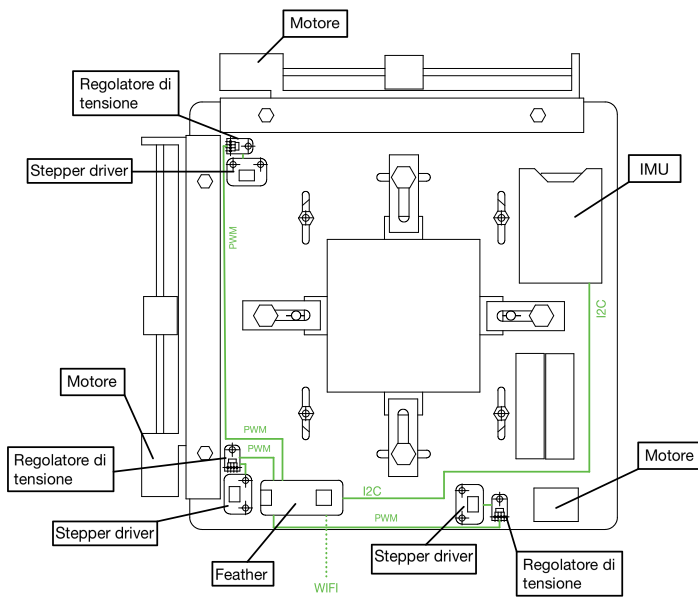


Figura 4.17: schema elettrico di comunicazione

Capitolo 5

Conclusioni

Il lavoro esposto in tale tesi ha permesso di studiare gli aspetti fondamentali dello sviluppo, dapprima concettuale, successivamente all'atto pratico, di una piattaforma per la valutazione del sottosistema di determinazione e controllo di assetto (ADCS) implementato a bordo di un nanosatellite. Ciò ha richiesto un approfondimento di quelle che sono le problematiche da affrontare nell'ambito dei piccoli satelliti, dalla valutazione dell'ambiente orbitale alla ricerca di soluzioni che permettono il corretto svolgimento della missione, analizzando i fenomeni alla base della dinamica di assetto di un satellite e dei meccanismi che garantiscono il suo controllo, come ad esempio, le ruote di reazione, approfondite sia dal punto di vista tecnologico che operativo, mediante l'ausilio del software Matlab, con il quale sono state valutate diverse casistiche di esercizio e con diversi parametri in ingresso. Si è successivamente passati al progetto CAD della piattaforma, comprendente tutti i componenti necessari alla sua funzione. Mediante l'utilizzo dei software Autodesk Fusion 360 e Solidworks è stato possibile apportare una stima sul peso complessivo del sistema e soprattutto sulla posizione del centro di massa di quest'ultimo, estremamente importante per la valutazione della distanza con il centro di istantanea rotazione. In base ad esso, infatti, si è proceduto con il posizionamento dei vari componenti al di sopra della piastra, trovando il giusto compromesso tra ingombri e bilanciamento complessivo. Approfondire tali tematiche è, infatti, di estrema importanza per comprendere come un test del sistema ADCS va effettuato e soprattutto quali sono gli aspetti tecnici da considerare, dato l'ambiente orbitale per certi versi controintuitivo.

Referenze

1. Dispense del corso "Spacecraft Attitude Dynamics and Control", Tortora P., Modenini D., 2016
2. Dispense del corso "Satelliti e Missioni Spaziali", Locarini A., a.a. 2020/2021
3. Young, J. "Balancing of a small satellite attitude control simulator on an air bearing". Utah State University, Logan, UT, USA, 19 June 1998
4. Curatolo, A.; Bahu, A.; Modenini, D. Automatic Balancing for Satellite Simulators with Mixed Mechanical and Magnetic Actuation.
5. Dispense del corso di "Fondamenti di Meccanica Orbitale", Tortora P., a.a. 2020/2021
6. J.R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control", Springer, 1978.
7. J. Prado, L. Reyes, "Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation".