

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI TRIESTE
Facoltà di Scienze Matematiche, Fisiche e Naturali
Corso di Laurea in Fisica

TESI DI LAUREA TRIENNALE
IN
FISICA

**STUDIO DEL SISTEMA DI ASSETTO
DEL SATELLITE ATMOCUBE
TRAMITE ATTUATORI MAGNETICI**

Laureando:
Manuela CIANI

Relatore:
Dott.ssa Anna GREGORIO

ANNO ACCADEMICO 2002-2003

A una persona ormai lontana,
nello spazio e nel tempo,
ma sempre presente nel mio cuore.

Introduzione

Lo scopo di questa tesi è lo studio del sistema di assetto del satellite AtmoCube, con particolare interesse a un sistema magnetico di controllo, basato sull'utilizzo dei *magneto torque*.

AtmoCube, un nano-satellite di forma cubica della classe CubeSat, rappresenterà un sistema innovativo per lo studio dell'atmosfera terrestre alle quote inferiori ai 600 chilometri. La sua strumentazione scientifica di bordo, che consiste di un dosimetro e di un magnetometro, consentirà di produrre delle mappe dettagliate sia del flusso di radiazione incidente sul sensore, che del campo geomagnetico. AtmoCube sarà dotato di un GPS che permetterà di associare alle misure scientifiche (di radiazione solare e campo magnetico) una posizione nello spazio, in un determinato momento. Inoltre il GPS permetterà di ricavare la densità atmosferica al variare della quota, misurando, istante per istante, la posizione orbitale del satellite, inevitabilmente perturbata dalla presenza dell'atmosfera residua, confrontandola con l'orbita imperturbata.

Dopo una breve introduzione al progetto, nel Capitolo 1, il Capitolo 2 è dedicato alla descrizione dei diversi sistemi di determinazione e controllo d'assetto usualmente operanti a bordo di un satellite.

Nel Capitolo 3 viene approfondito lo studio di un sistema di controllo magnetico basato sull'utilizzo dei *magneto torque* (combinato, eventualmente, al *gravity gradient*) e vengono analizzati i parametri adatti a permettere il controllo di un satellite di tipo CubeSat, dimensionandone gli attuatori magnetici.

Nel Capitolo 4 si descrivono le misure effettuate sul magnetometro acquisito per operare a bordo di AtmoCube, quale sensore magnetico da affiancare al sistema di *magneto torque*, e vengono riportati i risultati ottenuti.

Infine, vengono riassunti i risultati conclusivi dell'analisi effettuata durante questo lavoro di tesi.

Capitolo 1

Il progetto AtmoCube

1.1 AtmoCube

AtmoCube rappresenta un sistema innovativo per lo studio dell'atmosfera terrestre a quote inferiori ai 600 km. Il progetto ha lo scopo di produrre una mappa precisa sia del campo magnetico terrestre che del flusso di radiazione incidente sullo strumento.

AtmoCube è un nano-satellite di forma cubica delle dimensioni di 10 cm di lato e del peso massimo di 1 kg. La sua strumentazione scientifica comprende un dosimetro, che misura la radiazione incidente, e un magnetometro, che è parte integrante del sistema di stabilizzazione del satellite. Il GPS (Global Positioning System) installato a bordo fornisce una misura continua delle esatte posizioni in cui vengono effettuate le misure con gli strumenti scientifici di bordo. Indirettamente il GPS è anche in grado di fornire una misura della densità dell'atmosfera terrestre, poiché è in grado di misurare istante per istante la posizione orbitale che viene inevitabilmente perturbata dalla presenza dell'atmosfera residua.



Figura 1.1: *Disegno di AtmoCube*

Il satellite seguirà un'orbita circolare attorno alla Terra a partire da un'altezza di circa 600 km. L'inclinazione potrà variare tra i 50 e i 60 gradi, a seconda del vettore utilizzato. Questa scelta permetterà una buona mappatura di gran parte dell'atmosfera terrestre. Inoltre va considerato che l'orbita sarà destinata lentamente a decadere a causa dell'attrito atmosferico e quindi AtmoCube potrà continuare a raccogliere dati a diverse quote sino ad ottenere una copertura globale di tutta l'atmosfera. La vita dello strumento varierà in funzione dell'attività solare, da un minimo di due anni e mezzo ad un massimo di circa 10 anni in condizioni solari poco attive.

AtmoCube verrà realizzato con componenti elettronici commerciali e sarà dotato di un processore in grado di controllare le comunicazioni nelle bande radio amatoriali. La potenza necessaria al funzionamento della strumentazione di bordo sarà fornita dai pannelli solari disposti sulle facce del cubo e da un set di accumulatori che verranno utilizzati durante le eclissi.

Al fine di ridurre i costi del progetto, si è deciso di utilizzare una piattaforma internazionale denominata CubeSat. CubeSat, un programma e una collaborazione internazionale a carattere didattico, è già in fase di realizzazione negli Stati Uniti e in Giappone. In Europa, il programma è partito in Germania e Norvegia. L'Italia, con AtmoCube, diventerebbe parte attiva di questa collaborazione. A causa del suo forte indirizzo scientifico, AtmoCube annovera tra i suoi principali e attivi promotori i Dipartimenti di Astronomia e Fisica dell'Università di Trieste, l'Osservatorio Astronomico di Trieste, il Dipartimento di Fisica Medica dell'Università di Bologna e il CNR di Bologna.

Per quanto riguarda il lancio in orbita di AtmoCube, un possibile vettore è il lanciatore Dnepr-1 Satan (SS-18 modificato) in grado di mettere in orbita, sfruttando la piattaforma MPA (Multiple Payload Adapter), diversi nano-satelliti. Un'interfaccia denominata P-POD, capace di alloggiare tre diversi CubeSat è stata sviluppata dalla collaborazione stessa. I lanci di CubeSat sono organizzati in modo da accomodare tre o quattro P-POD per un totale di 9 o 12 CubeSat e questo permette un'ulteriore suddivisione dei costi di lancio.

1.2 L'atmosfera terrestre

L'atmosfera del nostro pianeta si estende per decine di migliaia di chilometri nello spazio e viene tipicamente suddivisa in diversi strati a seconda delle sue caratteristiche fisiche. La suddivisione per ionizzazione comprende tre diverse zone (vedi Figura 1.2). Lo strato più basso, quello a contatto con la superficie terrestre, è l'atmosfera neutra, dove la densità di ioni è molto bassa (circa 10^7 ioni/m³ contro 10^{22} molecole/m³).

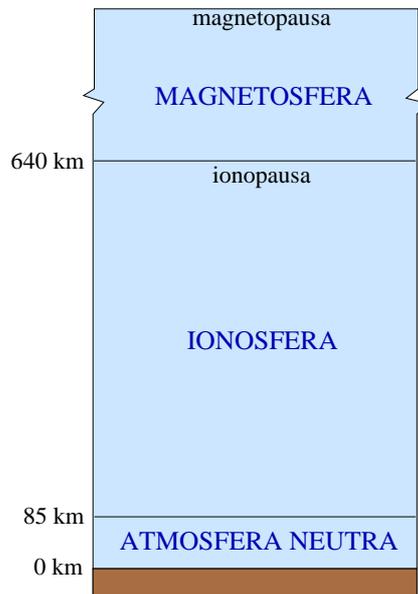


Figura 1.2: *Strati dell'atmosfera terrestre*

Con l'aumentare dell'altitudine, la composizione atmosferica passa da un miscuglio di azoto e ossigeno a una regione costituita principalmente da atomi di idrogeno ed elio allo stato ionizzato. La ionosfera (che si estende dagli 85 km ai 640 km di altitudine), è appunto caratterizzata dalla presenza di plasma. In questa regione, la concentrazione di ioni cresce sempre più all'aumentare della quota, fino a raggiungere una ionizzazione completa alla quota di circa 640 km che corrisponde alla ionopausa, il confine naturale della ionosfera.

L'ultimo strato, anche noto con il nome di magnetosfera, è la parte più esterna dell'atmosfera del nostro pianeta e si estende fino alla magnetopausa, che è localizzata ad una distanza dal centro della Terra di circa cinque diametri terrestri nella direzione verso il Sole e di circa 100 diametri terrestri nella direzione opposta.

AtmoCube inizierà la sua missione ad una quota di circa 600 km e si prevede che continuerà ad effettuare misure lungo tutto l'arco della sua vita. Quindi lo strato atmosferico studiato da AtmoCube sarà quello della ionosfera.

La ionosfera si può pensare come basata su due semplici requisiti: l'esistenza di un'atmosfera neutra e la presenza di una sorgente di ionizzazione per i gas che la compongono. La principale sorgente di ionizzazione è costituita dai fotoni ultravioletti provenienti dal Sole. La Terra, quale sistema completo che include la sua atmosfera, subisce una gran quantità di effetti

causati dai processi solari. In particolare, la parte più alta dell'atmosfera è un sottosistema molto sofisticato, dove sono presenti un gran numero di processi fisici che includono il mescolamento di gas neutri e ionizzati, ma anche i processi elettrodinamici che distribuiscono l'energia ricevuta dalla magnetosfera. Tale energia ha origine dal Sole e viene convogliata verso la Terra dal vento solare. L'intensità del vento solare varia ciclicamente con il variare dell'attività del Sole e tipicamente fluisce con una velocità di circa 400 km/s ed una densità di 5-10 protoni per centimetro cubo, ma può anche raggiungere velocità di 1000 km/s e densità di 100 protoni per centimetro cubo in corrispondenza di fenomeni particolarmente energetici quali i *coronal mass ejections*. Parte dell'energia trasportata dal vento solare viene trasferita alla magnetosfera, soprattutto nelle zone in cui il campo magnetico interplanetario si connette con il campo magnetico terrestre. Questo trasferimento di energia convoglia flussi di plasma dentro la magnetosfera producendo un aumento di energia nella coda magnetosferica (*magneto tail*). Tale energia viene periodicamente rilasciata in eventi esplosivi noti come tempeste magnetosferiche.

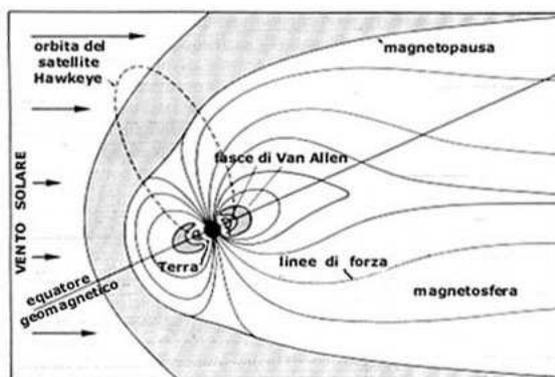


Figura 1.3: *Linee del campo magnetico terrestre*

Risulta di particolare interesse studiare il sistema della ionosfera terrestre quale luogo di quei complessi processi elettrodinamici che ridistribuiscono e dissipano l'energia rilasciata dalla magnetosfera. Sebbene negli ultimi anni si siano fatti dei progressi in tale campo, in realtà c'è ancora molto da capire, soprattutto in merito alla distinzione tra scala spaziale e temporale su cui avvengono i processi fondamentali. AtmoCube potrebbe contribuire in modo sostanziale a tale studio, esplicitando la relazione temporale tra le perturbazioni magnetosferiche e l'attività solare, studiando la risposta della *magneto tail* alla variazione del vento solare e scoprendo quei meccanismi

che avvengono nell'alta atmosfera in grado di dissipare l'energia elettromagnetica depositata dalla magnetosfera. Effettuando misure continue di tre parametri fondamentali dell'atmosfera (campo magnetico, radiazione totale incidente sul rivelatore e densità atmosferica) e correlandole all'attività solare misurata da Terra, AtmoCube potrebbe migliorare la conoscenza della dinamica del sistema Sole-atmosfera terrestre.

Negli ultimi anni lo studio dell'alta atmosfera ha permesso di sviluppare la cosiddetta meteorologia spaziale, conosciuta anche come *Space Weather*. Questo termine indica usualmente lo studio delle condizioni fisiche del Sole, del vento solare, della magnetosfera e della ionosfera in grado di influenzare le prestazioni e l'affidabilità dei sistemi tecnologici, sia spaziali che posti a terra, e che possono provocare danni alla salute degli esseri umani. L'Agenzia Spaziale Europea ha recentemente dato inizio ad un progetto su vasta scala (SWENNET) che prevede la realizzazione di una rete europea per il controllo dello Space Weather volta al miglioramento dei modelli di previsione.

1.2.1 La misura della radiazione incidente

L'energia depositata dalle particelle particolarmente energetiche emesse dal Sole (soprattutto protoni con energie superiori ai 30 MeV) è nociva sia per l'elettronica che per la salute degli astronauti. L'atmosfera terrestre e la magnetosfera proteggono adeguatamente l'uomo al suolo, ma gli astronauti nello spazio sono esposti ad una quantità di radiazioni notevolmente più elevata. Ad altezze di 400 km il rischio dovuto a tali radiazioni è uno dei maggiori problemi scientifici nella pianificazione e progettazione di future missioni spaziali, sia pilotate che automatiche. Per questo motivo è di particolare importanza riuscire a fornire più informazioni possibili sulla distribuzione temporale e spaziale dei flussi di particelle e sulle loro dosi.

1.2.2 La misura del campo magnetico

Sussiste un'evidenza ormai sempre più concreta di una correlazione tra i sistemi biologici e le variazioni del campo magnetico esterno. Molti studi evidenziano che gli esseri umani, in particolari condizioni di stress fisico, possono risentire negativamente delle fluttuazioni del campo magnetico, aspetto che diventa particolarmente importante durante le attività degli uomini in orbita. Ad esempio, nella Stazione Spaziale Internazionale, gli astronauti impegnati in attività extraveicolari possono essere più soggetti a tale effetto, dovendo attraversare le linee del campo magnetico continuamente variabile lungo l'orbita.

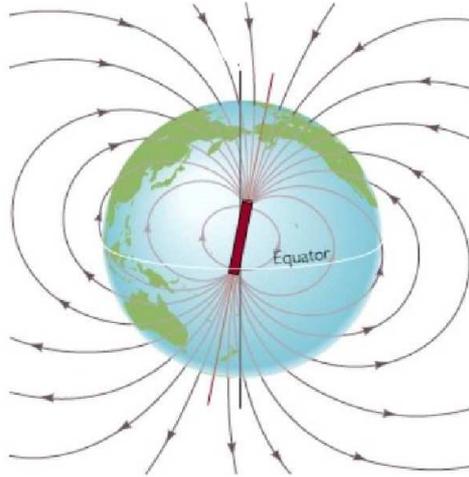


Figura 1.4: *Campo magnetico a basse altitudini*

I modelli tipicamente usati per derivare il campo geomagnetico a basse altitudini (nell'ordine dei 400 km) assumono una configurazione dipolare quasi simmetrica e una sua modificazione molto piccola, se non assente, in associazione con perturbazioni di origine solare. Quindi una dettagliata misura dinamica del campo geomagnetico a basse altitudini ha lo scopo di identificare la sua variabilità nel tempo e nello spazio sia in seguito al cambiamento di posizione del satellite, che in seguito alle eventuali perturbazioni dell'attività solare.

1.2.3 La misura della densità atmosferica

I satelliti in orbita attorno alla Terra non viaggiano nel vuoto assoluto, ma percorrono la loro traiettoria nella parte più alta dell'atmosfera terrestre, viaggiando in un mezzo molto rarefatto. La densità dell'atmosfera varia con l'altezza ed è fortemente dipendente dal riscaldamento solare e dall'attività geomagnetica. Inoltre, anche la sua composizione chimica è dipendente da parametri analoghi, in particolare nella parte più alta dell'atmosfera gli elementi tendono a stratificarsi a seconda del loro peso molecolare, in questo modo solo gli elementi più leggeri costituiscono la parte più periferica della nostra atmosfera.

I modelli di drag atmosferico più utilizzati sono due: l'MSIS, basato su misure spettroscopiche dell'atmosfera, e il DMT, basato sullo studio della dinamica orbitale. Sebbene attualmente questi modelli siano di uso comune,

essi soffrono di una copertura incompleta dell'atmosfera e si basano su poche misure a disposizione, soprattutto in corrispondenza dei periodi di intensa attività solare. Per poter migliorare le capacità predittive di questi modelli è quindi di vitale importanza aumentare il più possibile il numero di misure atmosferiche in modo da fornire un'ampia copertura atmosferica in diversi periodi di attività solare.

AtmoCube potrebbe fornire risultati importanti riguardo allo studio della densità atmosferica che verrebbe valutata in modo indiretto confrontando in maniera continua e precisa i parametri orbitali del satellite con quelli dell'orbita ideale non perturbata dall'attrito atmosferico. Se le caratteristiche geometriche, dinamiche e orbitali di AtmoCube sono note e la decelerazione causata dall'attrito viene misurata (indirettamente dai parametri orbitali perturbati), è possibile valutare in modo continuo la densità atmosferica utilizzando l'equazione del *neutral drag*, che connette le perturbazioni alla densità atmosferica.

1.3 Le fasi di realizzazione del progetto AtmoCube

Sono previste tre diverse fasi per giungere alla totale realizzazione del progetto denominato AtmoCube.

La Fase 1 prevede la definizione dei requisiti preliminari, sia di carattere scientifico che tecnico. In particolare, verrà effettuato uno studio della missione al fine di definire l'orbita ottimale per gli obiettivi scientifici proposti e verrà studiata la scelta della strumentazione di bordo, compatibilmente con i limiti di peso e spazio occupato. Una prima analisi prevede lo studio di ciascun sistema separatamente, l'analisi finale che concluderà la Fase 1 sarà effettuata con tutti i sistemi contemporaneamente, studiando le loro correlazioni, il passaggio dei dati e le interfacce fra i sistemi. Al termine della Fase 1 si prevede di produrre un progetto funzionale dello strumento, ovvero un primo prototipo ideale di AtmoCube, un disegno meccanico della struttura definitiva e una struttura meccanica di test.

Durante la Fase 2, si provvederà alla selezione delle migliori soluzioni tecniche che rispondano ai requisiti stabiliti nella fase precedente. Per scelta, AtmoCube prevede l'utilizzo di componenti elettronici commerciali, ciononostante si compierà uno studio di reale applicabilità delle soluzioni tecniche scelte all'interno di una missione spaziale. Durante la Fase 2 verranno effettuati i test su ogni componente separatamente: l'alimentazione (che comprende le celle solari e le batterie), gli strumenti scientifici e il controllo d'assetto (composto dal GPS, da un magnetometro e da un sistema di *magneto-torquer*). La Fase 2 terminerà con un approfondito esame dello

stato tecnico, grazie al quale si accerterà la compatibilità tra le tecnologie adottate e i requisiti di missione. Inoltre verrà prodotta una *Preliminary Design Review* in cui sarà definita la configurazione preliminare di AtmoCube e si stabiliranno le direttrici di sviluppo.

Durante la Fase 3 si vogliono connettere i diversi sistemi e si prevede di iniziare i test sui sistemi integrati. Seguiranno uno studio dettagliato delle soluzioni proposte nella Fase 2 e verrà condotto un approfondito esame tecnico della configurazione nel quale tutte le interfacce saranno specificate in maniera definitiva. In questa fase saranno discusse eventuali modifiche da apportare. Verrà condotta una *Critical Design Review*, ovvero un'analisi critica di tutti i risultati prodotti fino a quel momento, a seguito della quale tutte le interfacce saranno specificate in maniera definitiva e AtmoCube sarà congelato. Saranno inoltre definiti i test di accettazione che dovranno essere condotti sul satellite poco prima della missione. Si stabilirà il progetto dettagliato di ogni sistema e si darà inizio alla fase produttiva, alla fase di integrazione e di verifiche funzionali.

La realizzazione vera e propria del satellite e dei suoi sistemi inizierà alla fine della Fase 3. L'assemblaggio dei vari sistemi porterà alla creazione del *Proto-Flight Model*, ovvero di un primo AtmoCube completo e pronto per essere sottoposto ai test di accettazione.

Capitolo 2

Determinazione e controllo dell'assetto

2.1 Assetto di un satellite

La determinazione e il controllo dell'assetto di un satellite (*Attitude Determination and Control System* - ADCS) stabilizzano il veicolo nel corso della missione e provvedono al suo orientamento lungo la direzione desiderata nonostante la presenza di disturbi esterni che si manifestano inevitabilmente su di esso sotto forma di torsioni. Per fare ciò, è necessario che il veicolo determini il proprio assetto, utilizzando i sensori, e lo controlli, usando gli attuatori.

Lo studio della distribuzione della massa all'interno della navetta è di fondamentale importanza per determinare la misura del controllo e le torsioni di disturbo. Tipicamente è necessario conoscere la posizione del centro di massa, ma è anche utile determinare gli elementi della matrice d'inerzia, cioè i momenti e i prodotti d'inerzia riferiti ad una terna di assi cartesiani precedentemente scelta. È anche importante conoscere la direzione degli assi principali d'inerzia (quegli assi per i quali la matrice d'inerzia risulta diagonale e i prodotti d'inerzia sono nulli). Inoltre, bisogna anche considerare come la distribuzione della massa (con tutte le sue proprietà) varia nel tempo in seguito al consumo di carburante o allo spostamento di eventuali appendici.

Un corpo libero nello spazio è soggetto a piccole ma persistenti forze di disturbo (usualmente nell'ordine dei 10^{-4} Nm) causate da diverse sorgenti. Queste torsioni possono essere catalogate in *cicliche*, se variano in modo sinusoidale lungo un'orbita, e *secolari*, se si accumulano col tempo e la loro media lungo un'orbita è diversa da zero. Questi momenti torcenti provenienti dall'esterno disorienterebbero facilmente il satellite se esso non

li controbilanciasse in qualche modo. Uno dei compiti dell'ADCS è proprio quello di contrastare queste torsioni o passivamente, utilizzando le proprietà d'inerzia o le proprietà magnetiche intrinseche, o attivamente, percependo il moto risultante e applicando le torsioni di correzione.

Il momento angolare gioca un ruolo molto importante nello spazio, dove le torsioni sono tipicamente piccole e il satellite è libero di muoversi. Per un corpo inizialmente a riposo, una torsione proveniente dall'esterno provocherà un'accelerazione angolare proporzionale alla forza esternamente applicata e quindi il risultato sarà un aumento della velocità angolare. Invece se inizialmente il corpo ruota attorno ad un'asse perpendicolare alla torsione applicata esternamente, allora l'asse dello spin sarà soggetto a precessione, muovendosi con una velocità angolare costante proporzionale alla torsione applicata. In questo modo, i corpi che ruotano su se stessi si comportano come dei giroscopi, resistendo intrinsecamente alle torsioni di disturbo lungo due assi (quelli ortogonali all'asse di spin) e rispondendo con velocità angolare costante. Questa proprietà dei corpi che ruotano su se stessi viene chiamata rigidità giroscopica e può essere usata per ridurre gli effetti causati da piccole torsioni di disturbo cicliche.

La conservazione del momento angolare del veicolo impone che soltanto le torsioni esterne possano variare il momento finale del sistema. Di conseguenza, i disturbi esterni devono essere contrastati da un controllo di torsione esterna (propulsori o *magnetic torquer*), oppure il momento risultante sviluppato può essere immagazzinato internamente (per esempio da *reaction wheel*) senza ri-orientare il veicolo oltre i suoi limiti raggiungibili. Infine, il momento dovuto ai disturbi secolari deve essere ridotto applicando torsioni di controllo esterne compensative.

Spesso, oltre ad annullare i disturbi esterni, l'ADCS deve ri-orientare il veicolo (compiendo manovre di rotazione) per ripuntare il *payload*, i pannelli solari o le antenne. Questi puntamenti periodici possono richiedere degli attuatori più grandi.

Al fine di ottenere un'orientazione corretta, si dovranno utilizzare i riferimenti esterni, come il Sole, le stelle o la direzione del campo magnetico locale, per determinare l'assetto assoluto del veicolo. Questi riferimenti esterni sono spesso misurati come distanze angolari, cioè come vettori, ed ognuno di tali vettori fornisce solo due dei tre parametri indipendenti necessari per specificare l'orientazione del satellite. Ciò porta all'utilizzo di più sensori di diverso tipo contemporaneamente. Inoltre, al di là dei riferimenti esterni menzionati, anche i giroscopi possono fornire un'indicazione dell'assetto del satellite.

2.2 Procedure di controllo e loro requisiti

I requisiti dell'*Attitude Determination and Control System* sono strettamente legati alle esigenze della missione e alle caratteristiche degli altri sistemi.

In alcuni satelliti, l'ADCS deve controllare l'assetto del veicolo durante l'accensione dei motori che possono essere utilizzati per l'inserimento in orbita o per i cambiamenti d'orbita. Grandi motori creano grandi torsioni di disturbo, e quindi possono portare alla modifica del progetto con la presenza di attuatori più potenti.

Una volta che il satellite si trova nella sua orbita definitiva, diventeranno dominanti le necessità di puntamento del *payload* che possono richiedere assetti inerziali oppure relativi alla Terra, e campi di vista rotanti oppure fissi. Inoltre, va definita la necessità e la frequenza di manovre di rotazione del satellite che possono rendersi necessarie per:

- ripuntare i sensori del *payload* verso il loro target
- puntare obiettivi stellari al fine di determinare l'assetto
- tracciare obiettivi stazionari o mobili
- acquisire un certo assetto desiderato nel momento dell'inserimento in orbita

Nella maggior parte dei casi, non c'è la necessità di compiere rapidamente queste manovre di rotazione. Se per qualche motivo dovesse esserci questa esigenza, allora gli attuatori dovranno essere maggiorati a seconda delle necessità della missione.

Una volta che le esigenze del sottosistema sono state definite, si può procedere alla scelta della procedura di controllo del satellite. Esistono diverse procedure di controllo e qui di seguito ne riportiamo le più usate.

2.3 Tecniche di controllo passive

2.3.1 Gravity gradient control

Il controllo a gradiente di gravità (*gravity gradient control*) sfrutta le proprietà inerziali del veicolo per mantenerlo puntato in direzione della Terra. Infatti, un corpo allungato posto in un campo gravitazionale tende ad allineare il suo asse longitudinale parallelamente alle linee di campo. Le torsioni che provocano questo allineamento decrescono con il cubo del raggio dell'orbita e sono simmetriche attorno al vettore *nadir* (il vettore che congiunge il satellite con il centro della Terra), cosicché non influenzano l'imbardata. Questa

tecnica viene quindi solitamente usata per semplici satelliti posizionati su orbite NEO (*Near-Earth Orbits*) e che non necessitano il controllo lungo l'asse di imbardata.

Il controllo per mezzo del gradiente di gravità è particolarmente sensibile agli shock termici che si verificano in corrispondenza delle entrate o delle uscite dalle fasi di eclisse. Questi, ma anche altri disturbi esterni, possono provocare delle piccole oscillazioni attorno al vettore nadir, fenomeno noto come *librazione*, che possono essere attutate da opportuni smorzatori.

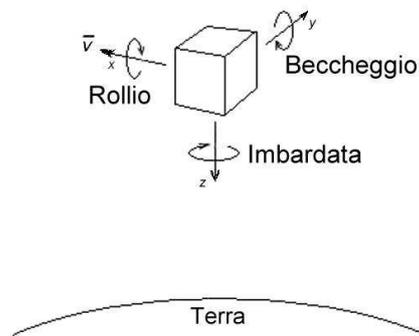


Figura 2.1: *Movimenti tipici di un satellite*

Nel controllo tramite il gradiente di gravità, l'orientazione attorno al vettore nadir è libera, perciò vengono controllati soltanto due dei tre assi. Il terzo asse può essere controllato mediante una ruota che gira a velocità costante (*momentum wheel*) montata in modo che il suo asse di spin sia perpendicolare al piano orbitale (asse di beccheggio¹).

2.3.2 Controllo tramite magneti permanenti

Un altro tipo di controllo puramente passivo utilizza i magneti permanenti. Questi, una volta installati a bordo del satellite, forzano il suo allineamento lungo le linee del campo magnetico terrestre. Questo metodo è più efficace in prossimità di orbite equatoriali, dove l'orientazione del campo magnetico è pressoché costante. Inoltre può essere utilizzato solo per orbite vicine alla Terra, e solo quando la missione permetta al satellite un'orientazione variabile con il campo magnetico.

¹L'asse del beccheggio è ortogonale all'asse dell'imbardata, corrispondente al vettore nadir, e all'asse del rollio, che per orbite circolari corrisponde al vettore velocità.

2.3.3 Tecniche di controllo dello spin

La stabilizzazione di spin, pur essendo una tecnica di controllo passiva, normalmente richiede un controllo attivo supplementare che avviene tramite l'espulsione di massa o attraverso l'utilizzo di spire magnetiche. Tale controllo attivo è necessario per innescare la rotazione quando il satellite viene liberato nell'orbita desiderata e diviene indispensabile per aggiustare periodicamente la sua velocità di spin in modo da regolare l'assetto e controbilanciare le forze di disturbo esterne. Inoltre, nel caso in cui venga utilizzato un propulsore, potrebbe rendersi necessario l'utilizzo di un dispositivo capace di smorzare la nutazione². Una volta che la sollecitazione provocata dall'accensione del motore si ferma, la nutazione decresce con la stessa velocità con cui viene dissipata l'energia, ma questo smorzamento può richiedere ore. Invece, con l'utilizzo degli smorzatori di nutazione la correzione può avvenire nell'arco di minuti. Un altro modo per ridurre la nutazione è quello di aumentare la rigidità giroscopica incrementando la velocità di spin. Usualmente, non vengono usati spin minori di 20 rpm perché la nutazione sarebbe troppo elevata e non vengono neppure usati spin maggiori di 90 rpm a causa degli effetti dell'eccessiva forza centrifuga sulla struttura del veicolo.

Spin stabilization

La tecnica di stabilizzazione di spin (*spin stabilization*) è una tecnica di stabilizzazione passiva nella quale l'intero satellite ruota su se stesso in modo che il suo vettore di momento angolare rimanga pressoché fissato nello spazio inerziale. I veicoli a stabilizzazione di spin, chiamati anche *spinner*, utilizzano la stabilità giroscopica per resistere passivamente alle torsioni di disturbo lungo due dei tre assi. Il movimento di rotazione è stabile se il satellite gira attorno all'asse che ha momento d'inerzia massimo. I meccanismi di dissipazione di energia montati a bordo (come gli smorzatori strutturali) condurranno il veicolo, se incontrollato, verso questo stato di minima energia.

I satelliti a stabilizzazione di spin possono essere strutturalmente semplici, sopravvivere per lunghi periodi senza manutenzioni e fornire un movimento di scansione per i sensori impiegati a bordo. I principali difetti di questa tecnica comprendono una conoscenza e un controllo molto approfonditi della distribuzione della massa, al fine di assicurare la direzione di spin desiderata e la sua stabilità. Inoltre, il vettore di momento angolare richiede una quantità di carburante maggiore per essere ri-orientato (a causa della

²La nutazione è il libero movimento di torsione del satellite e si verifica quando il vettore di momento angolare non è perfettamente allineato lungo un asse principale d'inerzia. Di solito tali disturbi si verificano in seguito all'accensione di un propulsore.

rigidità giroscopica) rispetto a un satellite con momento angolare nullo. Nel ri-orientare un corpo dotato di momento angolare h , una torsione costante T produrrà una velocità angolare ω ortogonale ai vettori h e T e di modulo $\omega = \frac{T}{h}$. Così, per una data velocità angolare, maggiore è il momento immagazzinato e maggiore dovrà essere la torsione applicata. Per una manovra di rotazione di un angolo θ , il prodotto *torsione · tempo*, che è un indicatore del carburante richiesto per effettuare la manovra, risulta costante ed è pari a $h\theta$.

Dual-spin stabilization

Un'utile variazione dei satelliti a controllo di spin sono i satelliti a doppia stabilizzazione di spin (*dual-spin stabilization*), nei quali il veicolo è composto da due sezioni che ruotano a velocità diverse attorno allo stesso asse. Una sezione, il *rotore*, gira velocemente per fornire una certa rigidità giroscopica, mentre l'altra, lo *statore* (o piattaforma), mantiene un'asse puntato verso la Terra. Combinando sullo stesso veicolo una sezione inerzialmente fissa con una rotante, si ottengono satelliti estremamente versatili e in grado di ospitare una moltitudine di *payload* sullo stesso veicolo. Una maggiore complessità nella realizzazione di tali veicoli aumenta però i costi, riducendo il numero di satelliti a doppia stabilizzazione di spin rispetto a quelli a stabilizzazione singola.

2.4 Tecniche di controllo attive

I satelliti che oggi utilizzano le tecniche di controllo attive, o sui tre assi, sono persino più comuni di quelli che utilizzano i controlli passivi. Facendo riferimento sui sensori e gli attuatori montati a bordo, le loro manovre risultano stabili ed accurate, ma allo stesso tempo risultano più complessi e quindi più costosi.

Il controllo di torsione attorno ai tre assi richiede una combinazione di diversi dispositivi: ruote (di reazione e di momento), *control moment gyro*, propulsori, o dispositivi di torsione magnetica. In generale, i primi due sistemi possono assumere due forme: una è chiamata *zero momentum* e utilizza una ruota di reazione su ogni asse, l'altra utilizza il *momentum bias* e consiste nell'inserimento di un'unica ruota di momento lungo l'asse di beccheggio. Entrambe le opzioni, in genere, necessitano di propulsori o di dispositivi di torsione magnetica.

2.4.1 Sistemi a zero momentum

In un sistema a *zero momentum*, le ruote di reazione rispondono alle forze di disturbo esterne. Per esempio, un errore di puntamento produce un segnale che accelera una delle ruote inizialmente ferme. Questa torsione corregge il puntamento del veicolo e alla fine lascia la ruota girare a una certa velocità, finché un altro errore di puntamento provocherà un'ulteriore accelerazione o un rallentamento della ruota stessa. Se il disturbo è ciclico durante ogni orbita, la ruota potrebbe non raggiungere la velocità di saturazione per molte orbite. I disturbi secolari, che invece per loro natura non tendono a compensarsi, porteranno la ruota a saturare in tempi piuttosto brevi. A questo punto, quando viene raggiunta la velocità di saturazione, dovrà essere applicata una torsione esterna, con un propulsore o con un dispositivo di torsione magnetica, per forzare la ruota a fermarsi. Questo processo, chiamato *desaturazione*, può essere attivato automaticamente o da un comando proveniente da Terra.

2.4.2 Sistemi a momentum bias

I sistemi che utilizzano il *momentum bias* spesso sono dotati di una sola ruota montata con il suo asse di spin lungo l'asse di beccheggio (ortogonale al piano orbitale). La ruota gira in modo pressoché costante e a velocità elevate al fine di fornire una certa rigidità giroscopica al satellite smorzando i piccoli disturbi lungo gli assi di rollio e imbardata. Attorno all'asse di beccheggio, però, il satellite può controllare il proprio assetto semplicemente aumentando o diminuendo lievemente la velocità di rotazione della ruota stessa.

Periodicamente, come nei sistemi a *momentum zero*, la ruota di beccheggio deve essere desaturata (cioè riportata alla sua velocità nominale) per mezzo di propulsori o di dispositivi a torsione magnetica.

2.5 Effetti delle esigenze di missione sulla scelta del tipo di controllo

Conoscendo i diversi tipi di controllo, il passo successivo è quello di scegliere il tipo di controllo che meglio soddisfa ai requisiti della missione. Nel processo di selezione, sarà opportuno considerare diversi fattori. In particolare, bisognerà valutare se nel corso della missione si renderanno necessarie transizioni da un'orbita all'altra, quale tipo di puntamento sarà richiesto per il *payload* e se esistono particolari esigenze di rotazione del *payload* stesso.

Durante l'inserimento in orbita, una possibilità di controllo prevede l'azione combinata della stabilizzazione per mezzo dello spin e di un propulsore

RICHIESTE	EFFETTI SUL SATELLITE	EFFETTI SULL'ADCS
<p>PUNTATORI TERRESTRI</p> <ul style="list-style-type: none"> - puntamento al nadir - scanning - puntamento via dal nadir 	<ul style="list-style-type: none"> - il gradiente di gravità è buono per basse precisioni (> 1 grado) - la stabilizzazione sui tre assi è accettabile con riferimento alla verticale locale 	<p>SE VIENE USATO IL GRADIENTE DI GRAVITÀ SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> - boom per creare il gradiente di gravità e smorzatori di librazione - sensori solari, magnetometri o sensori di orizzonte per la determinazione dell'assetto - una ruota di momento per il controllo dell'imbardata <p>SE VIENE USATO IL CONTROLLO SUI TRE ASSI SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> - sensori di orizzonte per il riferimento verticale (rollio e beccheggio) - un sensore stellare o solare per il riferimento lungo il terzo asse e per la determinazione dell'assetto - ruote di reazione o di momento per un puntamento fine - sistemi a reazione (propulsori) per il puntamento grezzo e per lo smorzamento dei momenti angolari - gli attuatori magnetici (magnetic torquer) possono anch'essi essere utilizzati per smorzare i momenti
<p>PUNTATORI INERZIALI</p> <ul style="list-style-type: none"> - Sole - target celesti - altri obiettivi 	<ul style="list-style-type: none"> - il gradiente di gravità non è adeguato - la stabilizzazione di spin va bene per precisioni intermedie, con poche manovre d'assetto - il controllo sui tre assi è il più versatile per frequenti ri-orientamenti 	<p>SE VIENE USATO IL CONTROLLO PER MEZZO DELLO SPIN SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> - una piattaforma non spinnata, per favorire il puntamento del payload e dei sensori d'assetto - propulsori per ri-orientare il vettore di momento angolare - smorzatori di nutazione <p>SE VIENE USATO IL CONTROLLO SUI TRE ASSI SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> - i sensori solari e stellari sono quelli tipicamente usati - i tipici attuatori sono le ruote di reazione e i propulsori - possono essere richiesti carichi (payload) articolati per effettuare scansioni

Tabella 2.1: *Le richieste di puntamento del payload sono spesso i fattori più importanti per determinare il tipo di sensori e di attuatori*

per effettuare l'ingresso nell'orbita definitiva. Una volta raggiunta tale posizione, il motore può eventualmente essere sganciato e, in tal caso, il satellite rimane controllato da *jet* o da altre tecniche di controllo.

Il puntamento del *payload*, come già accennato, è uno dei fattori che più influenzano la scelta dell'ADCS, la classe dei sensori e il numero e il tipo di attuatori. La tabella ??payload sono i fattori fondamentali per determinare il tipo di sensori e di attuatori. Le richieste di puntamento del *payload* sono i fattori fondamentali per determinare il tipo di sensori e di attuatori schematizza gli effetti di tali richieste. Spesso il puntamento deve essere talmente accurato da richiedere una piattaforma separata e articolata per favorire le operazioni di *scanning* pur mantenendo una notevole stabilità.

La tabella 2.2 riassume gli effetti delle richieste di accuratezza che si ripercuotono sul satellite e sull'*Attitude Determination and Control System*.

2.6 Quantificazione del disturbo ambientale

In questa sezione verranno quantificate le intensità delle torsioni esterne che l'ADCS deve essere in grado di tollerare. Per un satellite in orbita attorno alla Terra, esistono quattro sorgenti di disturbo esterne:

- gli effetti del gradiente di gravità
- le torsioni sul veicolo dovute al campo magnetico
- l'impatto con la radiazione solare
- le torsioni aerodinamiche (solo per orbite basse)

I paragrafi seguenti riportano le equazioni per stimare l'intensità dei quattro maggiori disturbi ambientali calcolata nel peggiore dei casi. L'intensità di tali disturbi si ripercuotono sui calcoli di dimensionamento degli attuatori.

Il gradiente di gravità

Le torsioni provocate dal gradiente di gravità sono generate dalle lievi variazioni nella forza di attrazione esercitata dalla Terra tra la parte superiore e quella inferiore del satellite. A causa di questo gradiente di gravità, il satellite tende ad allineare il suo asse maggiore con la verticale locale. Se questa è l'orientazione desiderata, tale torsione agisce per stabilizzare il satellite, altrimenti essa rappresenta una torsione di disturbo e deve essere controbilanciata in qualche modo. Per veicoli con puntamento verso il nadir, questa

PRECISIONE RICHIESTA	EFFETTI SUL SATELLITE	EFFETTI SULL'ADCS
> 5 gradi	<ul style="list-style-type: none"> - consente la stabilizzazione per mezzo del gradiente di gravità - permette una maggiore limitazione dei costi 	<p>SENZA DETERMINAZIONE DELL'ASSETTO:</p> <ul style="list-style-type: none"> - non è richiesto nessun sensore per la stabilizzazione con gradiente di gravità - gli unici attuatori richiesti sono: un motore per il boom, uno smorzatore e una ruota di momentum bias <p>CON DETERMINAZIONE DELL'ASSETTO:</p> <ul style="list-style-type: none"> - sensori solari e magnetometri sono adeguati per la determinazione dell'assetto con precisione inferiore ai 2 gradi - precisioni maggiori di 2 gradi richiedono sensori stellari o sensori di orizzonte
da 1 a 5 gradi	<ul style="list-style-type: none"> - non è utilizzabile il gradiente di gravità - la stabilizzazione di spin è attuabile se la rigidità giroscopica è sufficiente - la stabilizzazione sui tre assi lavora bene 	<ul style="list-style-type: none"> - fra i sensori, i più adeguati potrebbero essere quelli solari o ad orizzonte, specialmente per uno spinner - la stabilizzazione sui tre assi richiede, come attuatori, un sistema di ruote che risparmino propellente per missioni di lunga durata - come attuatori di spinner, propulsori e smorzatori risultano adeguati - magnetic torquer (e magnetometro) risultano utili
da 0.1 a 1 gradi	<ul style="list-style-type: none"> - stabilizzazione sui tre assi e momentum bias attuabili - dual spin stabilization anche attuabile 	<ul style="list-style-type: none"> - il bisogno di accurati riferimenti d'assetto portano all'utilizzo di sensori stellari o di orizzonte - utilizzo di ruote di reazione affiancate da razzetti per la desaturazione e per un controllo grezzo - magnetic torquer utilizzabili per veicoli leggeri (è richiesto anche un magnetometro)
< 0.1 gradi	<ul style="list-style-type: none"> - stabilizzazione sui tre assi diventa indispensabile - può richiedere carichi articolati e isolati dalle vibrazioni 	<ul style="list-style-type: none"> - il bisogno di accurati riferimenti d'assetto impongono l'utilizzo dei sensori stellari - utilizzo di ruote di reazione affiancate da razzetti per la desaturazione e per un controllo grezzo - le leggi di controllo e i calcoli necessari diventano molto più complicati

Tabella 2.2: *L'accuratezza influenza la scelta dell'ADCS*

torsione è pressoché costante, mentre per veicoli orientati inerzialmente tale torsione ha carattere periodico.

La massima torsione gravitazionale T_g è data da

$$T_g = \frac{3\mu}{2R^3} |I_{yaw} - I_{other}| \sin(2\theta)$$

dove μ è la costante di gravitazione geocentrica e vale

$\mu = G m_{\oplus} = (6.67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg s}^2) (5.98 \times 10^{24} \text{ kg}) = 3986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$, R è la distanza del satellite dal centro della Terra e θ è l'angolo di massima deviazione dell'asse z dalla verticale locale. I_{yaw} rappresenta il momento d'inerzia attorno all'asse di imbardata (*yaw*) in kg m^2 , mentre I_{other} è il momento d'inerzia attorno all'asse di beccheggio (*pitch*) o attorno a quello di rollio (*roll*), il minore fra i due.

Notiamo che la torsione dovuta al gradiente di gravità dipende principalmente dall'inerzia del satellite e dall'altezza dell'orbita.

Il campo magnetico

Gli effetti del campo magnetico terrestre si manifestano come disturbi ciclici su ogni tipo di veicolo in orbita attorno alla Terra.

La massima torsione magnetica T_m è data da

$$T_m = M B$$

dove M è il dipolo magnetico residuo del satellite (misurato in Am^2) e B è la misura del campo magnetico terrestre, in tesla. B può essere approssimato da

$$B = \frac{2\mathcal{M}_{\oplus}}{R^3}$$

per orbite polari, e decresce fino a $B = \frac{\mathcal{M}_{\oplus}}{R^3}$ all'equatore. Dove \mathcal{M}_{\oplus} è il momento magnetico della Terra, pari a

$$\mathcal{M}_{\oplus} = 7.96 \times 10^{15} \text{ tesla m}^3$$

ed R è la distanza tra il centro del dipolo terrestre e il satellite.

Si noti che la torsione dovuta al campo magnetico è fortemente dipendente dall'altezza dell'orbita, dal dipolo magnetico residuo del satellite e dall'inclinazione dell'orbita.

La radiazione solare

Le torsioni di radiazione solare sono causate dalla pressione di radiazione, che deriva dal trasferimento di momento tra la radiazione solare e le superfici

del satellite, che possono rifletterla o assorbirla. La pressione di radiazione è fortemente dipendente dal tipo di superficie illuminata. Non esistono soltanto superfici esclusivamente trasparenti, assorbenti, o riflettenti, ma la gran parte delle superfici sono una combinazione di queste tre qualità. In generale, però, i pannelli solari sono assorbenti, mentre il corpo del satellite è riflettente.

Gli effetti della radiazione solare si manifestano come torsioni cicliche per veicoli orientati verso la Terra e come torsioni costanti per piattaforme o satelliti orientati inerzialmente.

La massima torsione solare T_{sp} è data da

$$T_{sp} = \frac{F_s}{c} A_s (1 + q) (c_{ps} - c_g) \cos \phi$$

dove F_s è la costante solare che vale

$$F_s = 1367 \text{ W/m}^2,$$

c è la velocità della luce, A_s è la superficie esposta all'azione della radiazione solare, c_{ps} è la posizione del centro della pressione solare, c_g è il centro di gravità e ϕ è l'angolo di incidenza della radiazione solare. Il simbolo q è il fattore di riflettività ed è compreso tra 0 (per superfici totalmente assorbenti) e 1 (per superfici totalmente riflettenti).

Da notare come la torsione generata dalla radiazione solare sia dipendente dalla geometria, dalla posizione del centro di gravità e dalla riflettività delle superfici esterne del satellite .

L'aerodinamica

Gli effetti dell'aerodinamica si manifestano come torsioni costanti per veicoli orientati verso la Terra e come torsioni variabili per satelliti orientati inerzialmente.

La massima torsione aerodinamica T_a è data da

$$T_a = F(c_{pa} - c_g) = \frac{1}{2} \rho C_d A v^2 (c_{pa} - c_g)$$

dove F è la forza di attrito

$$F = \frac{1}{2} [\rho C_d A v^2],$$

C_d è il coefficiente di drag, adimensionale, tipicamente compreso tra 2 e 2.5, ρ è la densità atmosferica (che varia sensibilmente con l'attività solare), A è la superficie esposta all'azione atmosferica, v è la velocità del satellite rispetto all'atmosfera, c_{pa} è il centro della pressione aerodinamica e c_g il centro di gravità.

Da notare come la torsione aerodinamica sia fortemente dipendente dall'altezza dell'orbita, ma anche dalla geometria del satellite e dalla posizione del suo centro di gravità.

Le torsioni dovute ai disturbi ambientali sono dipendenti dalla quota alla quale si trova il satellite. La relazione tra l'altitudine e l'intensità delle torsioni vengono riportate in Figura 2.2.

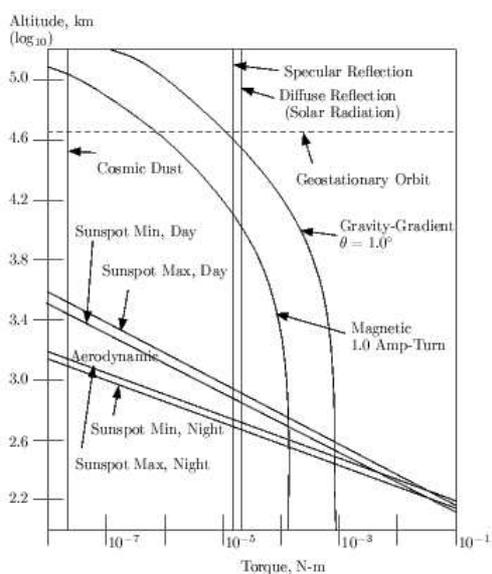


Figura 2.2: Confronto delle torsioni dovute ai disturbi esterni

2.7 I diversi tipi di attuatori

2.7.1 Le ruote di reazione e di momento

Le ruote di reazione e di momento sono dispositivi identici che operano in modo diverso. Entrambi consistono di una ruota dotata di notevole momento d'inerzia e di un motore elettrico capace di farla girare in entrambe le direzioni.

Le ruote di reazione operano a una velocità nominale nulla e forniscono il controllo attorno al loro asse di spin semplicemente cambiando la loro velocità di rotazione. In questo modo avviene uno scambio di momento angolare tra la ruota e il resto del satellite. Per un controllo sui tre assi sono richieste almeno tre ruote con i loro assi di spin non complanari. Spesso

viene utilizzata anche una quarta ruota ridondante da usare nel caso in cui una delle tre ruote primarie non funzioni a dovere.

Le ruote di momento, invece, operano utilizzando il *momentum bias*, cioè ruotano a velocità nominali di spin elevate. In questo modo, a causa della stabilità giroscopica, sono in grado di resistere alle torsioni esterne che vengono esercitate attorno ai due assi ortogonali all'asse di spin. Inoltre, variando la velocità del rotore, le ruote di momento possono far ruotare il satellite attorno all'asse di spin del rotore stesso, producendo in tal modo un controllo sui tre assi.

Le ruote di reazione e di momento non sono in grado di esercitare torsioni esterne sul satellite, ma si limitano invece a scambiare momento con il veicolo stesso.

In presenza di disturbi secolari, i motori delle ruote possono raggiungere la loro massima velocità di rotazione, cioè possono saturare, risultando incapaci di effettuare ulteriori correzioni attorno a quel determinato asse. In questa circostanza, la ruota può essere desaturata applicando una torsione esterna che mantiene il satellite in posizione mentre la ruota viene rallentata fino a raggiungere la sua velocità nominale. Questo processo viene chiamato *momentum dumping*, o desaturazione, e richiede l'utilizzo di propulsori o di spire magnetiche al fine di fornire la necessaria torsione esterna.

2.7.2 Control moment gyro

Per applicazioni che richiedono torsioni elevate, si preferiscono utilizzare i *Control Moment Gyro* (CMG) al posto delle ruote di reazione. Questi dispositivi sono costituiti da un rotore che gira a velocità costante montato su una sospensione cardanica.

Quando una torsione è applicata lungo l'asse di input di un CMG, il vettore di momento angolare della ruota precede per cercare di allinearsi con la torsione di output. Questo provoca un cambiamento del vettore momento del CMG. Siccome il momento angolare totale del satellite si conserva, l'intero satellite dovrà ruotare in modo da mantenere il momento angolare al suo valore costante. Ogni CMG fornisce il controllo di assetto lungo un asse, quindi per ottenere un controllo sui tre assi risultano necessari tre *control moment gyro* disposti ortogonalmente tra loro.

I sistemi di controllo dotati di tre CMG possono produrre elevate torsioni di output attorno a tutti e tre gli assi del veicolo e quindi sono spesso utilizzati per compiere manovre agili e veloci. Le intensità dipendono dalla velocità del rotore e dalla velocità di rotazione della sospensione cardanica. La loro pecca principale, oltre al peso e al costo elevati, sta nel fatto che essi necessitano di un sistema di controllo molto complesso.

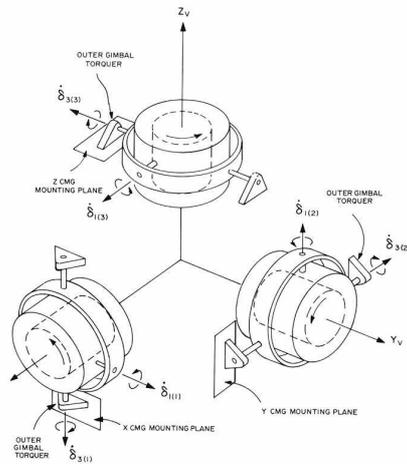


Figura 2.3: Il sistema CMG a bordo dello Skylab

2.7.3 Magnetic torquer

Alcuni satelliti adottano come attuatori i *magnetic torquer*. Tali dispositivi si basano sull'utilizzo di elettromagneti o di spire percorse da corrente al fine di generare un momento di dipolo magnetico. I *magnetic torquer* possono compensare i campi magnetici residui del veicolo, ma possono anche modificare l'assetto del satellite annullando le torsioni di disturbo minori.

Un *magnetic torquer* produce una torsione proporzionale all'intensità del campo magnetico locale. Per questo motivo tali attuatori risultano efficaci esclusivamente su orbite basse, dove il campo magnetico è più intenso.

Tali dispositivi hanno il vantaggio di non avere parti in movimento, richiedendo solo un magnetometro per misurare il campo magnetico locale e una barra elettromagnetica (o una semplice spira) lungo ciascun asse.

Gli attuatori magnetici rappresentano l'unico metodo pratico per esercitare una torsione esterna su un satellite, senza l'espulsione di propellente. Questo li rende estremamente utili come smorzatori per le ruote di reazione, di momento e per i *control moment gyro*.

2.7.4 Propulsori e gas jet

I propulsori e i *gas jet* provocano una torsione espellendo una certa quantità di massa. Essi, oltre ad aggiustare l'orbita, sono in grado di controllare l'assetto del satellite, la sua nutazione e la velocità di spin. Inoltre possono scaricare l'eccesso di momento causato dall'utilizzo delle ruote di reazione, dalle ruote di momento, o dai *control moment gyro*. Un altro vantaggio non trascurabile sta nella loro capacità di fornire un'intensa ed istantanea

torsione in ogni punto dell'orbita. Purtroppo, però, i propulsori necessitano di materiale di consumo (il carburante) e quindi il loro utilizzo, e perciò la vita del satellite, saranno limitati dalla quantità di propellente a bordo.

2.8 I diversi tipi di sensori

2.8.1 I sensori solari

I sensori solari sono dei rivelatori di luce visibile che misurano uno o due angoli tra la loro montatura e la luce del Sole che incide su di essi. Sono molto diffusi, accurati e attendibili, ma per funzionare al meglio richiedono campi di vista molto aperti. Possono essere usati come sistema di determinazione dell'assetto, ma possono anche far parte di un sistema di orientamento indipendente basato sulla quantità di luce raccolta da un particolare pannello solare.

Bisogna inoltre considerare il fatto che nella maggior parte delle orbite LEO (*Low Earth Orbits*) si verifica un rapido alternarsi fra il periodo diurno e l'eclisse, durante la quale i sensori solari saranno ovviamente inutilizzabili. In tal caso bisognerà provvedere a tamponare in qualche modo la regolare perdita di dati senza un'eccessiva perdita di precisione nel puntamento.

I sensori solari, di per sè, possono essere molto precisi (< 0.01 gradi), ma purtroppo a bordo di satelliti di grandi dimensioni non è sempre possibile sfruttare al massimo la loro accuratezza a causa delle inevitabili tensioni strutturali che finiscono col compromettere i dati ottenuti.

2.8.2 I sensori stellari

I sensori stellari hanno avuto una rapida evoluzione negli ultimi anni e costituiscono il tipo di sensore più diffuso per missioni che richiedono un'elevata precisione.

I sensori stellari si dividono in *scanner* e *tracker*. Gli *scanner* (analizzatori) vengono usati a bordo di satelliti che ruotano su se stessi: le stelle passano nel campo di vista dello scanner attraverso ad una serie di fenditure e, dopo alcuni passaggi, è possibile risalire all'assetto del veicolo. I *tracker* (puntatori) vengono usati per stabilizzare il satellite sui tre assi: puntano una o più stelle e, ricavando le informazioni necessarie, calcolano l'assetto del veicolo. I dispositivi più sofisticati non si limitano a tracciare le stelle come spot luminosi, ma riescono a riconoscere il tipo di stella che stanno osservando fornendo in questo modo un'orientazione comparata a un riferimento inerziale.

In alcuni casi è possibile che i sensori stellari vengano accecati dal Sole o dalla Luna. Nel caso in cui la missione richieda la maggior precisione

possibile sarà allora opportuno utilizzare una combinazione di *star tracker* e giroscopi. Questi due tipi di sensori sono tra loro complementari: i giroscopi possono essere utilizzati per la stabilizzazione iniziale e nei periodi in cui Sole o Luna interferiscono con i sensori stellari, mentre i *tracker* possono essere usati per fornire la massima precisione rispetto ai riferimenti esterni.

2.8.3 I sensori di orizzonte

I sensori di orizzonte sono dei rilevatori infrarossi che percepiscono il contrasto tra il freddo dello spazio e il calore dell'atmosfera terrestre a circa 40/km dalla sua superficie. Questi sensori, che possiedono uno stretto campo di vista, vengono montati a bordo dei satelliti dotati di spin per misurare la fase della Terra e gli angoli di corda che, insieme alla geometria dell'orbita, definiscono due angoli rispetto al vettore nadir. Questo tipo di sensori possono essere utilizzati anche a bordo di satelliti orientati costantemente verso il nadir: possono puntare parte del limbo (se posizionati in orbite basse) o l'intero disco terrestre (se in orbite GEO).

Precisioni tipiche per sistemi che utilizzano sensori di orizzonte sono comprese tra i 0.1 gradi e i 0.25 gradi. Solo qualche applicazione particolarmente precisa si avvicina ai 0.03 gradi.

2.8.4 I magnetometri

I magnetometri sono sensori semplici, attendibili e leggeri che misurano sia la direzione che l'intensità del campo magnetico terrestre. La loro misura, comparata con il campo magnetico terrestre noto, ci aiuta a stabilire l'assetto del satellite. La loro precisione, purtroppo, non è così elevata come quella dei sensori stellari o di orizzonte poiché il campo magnetico dipende da molti parametri e quindi (in realtà) esso non è noto in maniera così precisa. Per aumentare l'accuratezza spesso si combinano i dati provenienti dal magnetometro con quelli provenienti da eventuali sensori solari o da sensori di orizzonte.

Quando un veicolo dotato di *magnetic torquer* passa attraverso inversioni del campo magnetico durante ogni orbita, viene utilizzato un magnetometro per misurare la polarità in uscita dall'attuatore magnetico. Inoltre, quando il magnetometro effettua una misura, i *torquer* dovranno naturalmente essere spenti per non influenzare la misura stessa.

2.8.5 I ricevitori GPS

I *Global Positioning System* (GPS) sono dispositivi di navigazione estremamente precisi. Recentemente i GPS sono stati usati per la determinazione

dell'assetto utilizzando i diversi segnali provenienti da antenne separate a bordo dello stesso satellite.

Questi sensori vengono montati anche a bordo di piccoli satelliti su orbite LEO a causa del loro basso costo e del peso limitato.

2.8.6 I giroscopi

I giroscopi possono essere utilizzati come sensori inerziali che misurano la velocità o l'angolo di rotazione a partire da un riferimento iniziale. Essi infatti non sono in grado di fornire un riferimento assoluto e per questo motivo vengono accoppiati con sensori che danno riferimenti esterni, come per esempio i sensori solari o stellari. In questo modo si riescono ad ottenere assetti estremamente precisi.

2.9 La scelta dei sensori

Il primo fattore che influenza la scelta del sensore è l'orientazione richiesta dal satellite, assieme alla sua accuratezza e precisione.

Per satelliti puntati verso la Terra, i sensori di orizzonte forniscono una misurazione diretta degli assi di beccheggio e rollio, ma richiedono un incremento di strumentazione per le misure di imbardata. A seconda della precisione richiesta, useremo sensori solari o magnetometri da accoppiare al sensore di orizzonte, al fine di definire il terzo grado di libertà.

Per satelliti a puntamento inerziale, invece, i sensori stellari e solari sono quelli che forniscono le misure più dirette.

Capitolo 3

Interazioni del satellite con il campo magnetico terrestre

3.1 Torsioni magnetiche

Le torsioni magnetiche possono manifestarsi sia sotto forma di disturbi magnetici che possono alterare il moto nominale del satellite, che sotto forma di torsioni di controllo magnetico che agiscono per contrastare gli effetti delle torsioni di disturbo e per controllare l'assetto del veicolo.

L'origine della torsione magnetica può essere esaminata considerando le forze che agiscono su un conduttore percorso da corrente. Analizzeremo separatamente i due casi di forze agenti su un filo rettilineo e su una spirale percorsa da corrente.

3.1.1 Forze lungo un filo rettilineo percorso da corrente

Si consideri un filo rettilineo di sezione A_w e di lunghezza l_w percorso da una corrente I ed immerso in un campo magnetico \mathbf{B} ortogonale al filo.

La forza esercitata su ogni carica q all'interno del filo sarà data dalla forza di Lorentz $\mathbf{F} = q \mathbf{v} \times \mathbf{B}$, pertanto la forza totale F agente sul filo sarà data dalla somma delle forze sulle cariche in movimento:

$$F = (n A_w l_w) q v B$$

dove le cariche sono denotate da q , le loro velocità da v e la loro densità da n , cosicché il loro numero totale è dato da $(n A_w l_w)$.

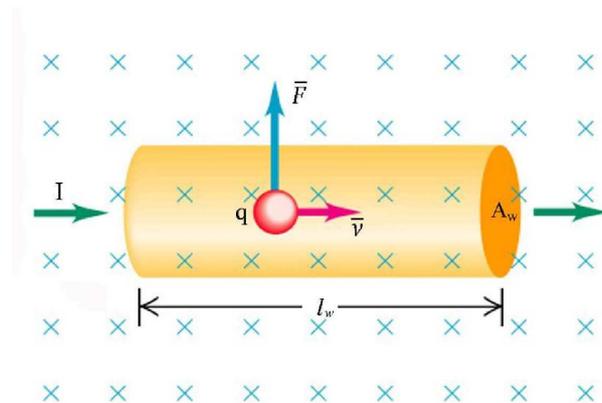


Figura 3.1: *Filo percorso da corrente immerso in un campo magnetico*

Si noti che la quantità (nqv) rappresenta la densità superficiale di corrente J , quindi l'espressione della forza agente sul filo si riduce a

$$\begin{aligned} F &= J A_w l_w B \\ &= I l_w B \end{aligned}$$

dove I è la corrente che percorre il filo. L'espressione così trovata vale solo nel caso in cui \mathbf{B} sia ortogonale al filo.

Nel caso più generale di un filo immerso in un campo magnetico uniforme inclinato di un angolo ϕ , è sempre possibile scomporre \mathbf{B} in due componenti, una ortogonale al filo, \mathbf{B}_\perp , e una parallela al filo, \mathbf{B}_\parallel . La componente di \mathbf{B} parallela al filo non esercita alcuna forza perché si trova nella stessa direzione dei vettori velocità delle cariche, e quindi la forza risultante è nulla (infatti $\mathbf{F} = q\mathbf{v} \times \mathbf{B}_\parallel = 0$). Quindi la forza, nel caso più generale di un filo rettilineo di lunghezza l_w , percorso da corrente I e immerso in un campo magnetico uniforme, sarà data da

$$F = I l_w B_\perp = I l_w B \sin \phi$$

dove ϕ è l'angolo tra il campo magnetico e il filo. In modo più compatto, si può scrivere

$$\mathbf{F} = l_w \mathbf{I} \times \mathbf{B}$$

che esprime la forza in forma vettoriale.

3.1.2 Forze lungo una spira percorsa da corrente

Si consideri ora una spira di forma rettangolare, con lati di lunghezza a e b , percorsa da corrente I e immersa in un campo magnetico. Sia ϕ l'angolo tra la normale al piano della spira e le linee del campo (vedi Figura 3.2).

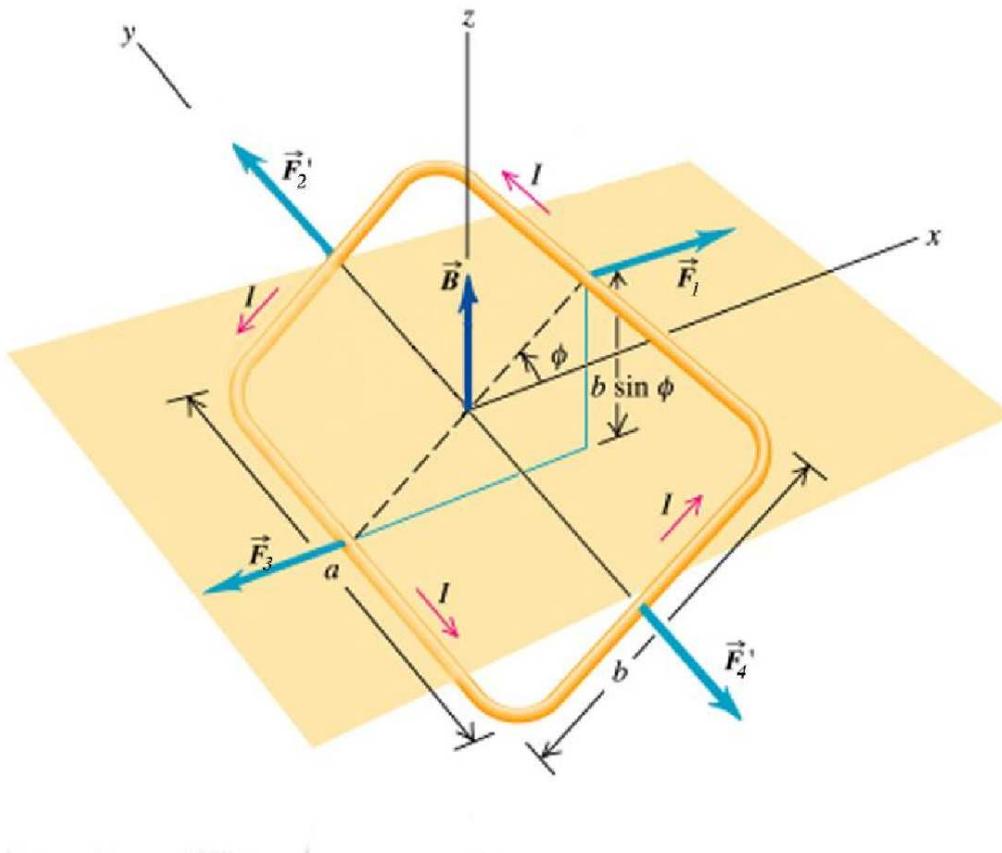


Figura 3.2: Spira percorsa da corrente immersa in un campo magnetico

Siccome $\mathbf{F} = I_w \mathbf{I} \times \mathbf{B}$, la forza agente su ogni lato della spira deve essere ortogonale sia a \mathbf{B} che alla direzione della corrente che scorre in quel tratto di filo. Quindi l'intensità della forza sul lato 2 sarà data da

$$F'_2 = I b B \sin (90^\circ - \phi) = I b B \cos \phi$$

e punta nella direzione di y positivo.

La forza sul lato 4 sarà analogamente

$$F'_4 = I b B \sin(90^\circ - \phi) = I b B \cos \phi$$

e punta nella direzione di y negativo.

Quindi F'_2 e F'_4 sono uguali ed opposte e non danno contributo alla forza totale che agisce sulla spira. Inoltre, avendo la stessa retta d'azione, anche la coppia netta a loro dovuta è nulla. Invece le forze agenti sui lati 1 e 3 hanno intensità uguale e pari a

$$F_1 = F_3 = I a B \sin 90^\circ = I a B$$

e hanno verso opposto, cosicché danno un contributo netto nullo alla forza totale che agisce sulla spira. È evidente da questa analisi che la forza risultante sulla spira è zero, cioè la somma delle quattro forze dà una risultante nulla. Si può quindi concludere che il centro di massa della spira non accelera sotto l'azione della forza magnetica totale.

Bisogna però notare che i momenti dovuti alle forze F_1 e F_3 non si elidono a vicenda, poiché le due forze non agiscono sulla stessa retta d'azione. Queste due forze tenderanno a far ruotare la spira lungo l'asse y e il verso di rotazione tenderà ad allineare la normale alla spira¹, $\hat{\mathbf{n}}$, con il vettore del campo magnetico \mathbf{B} .

Le forze F_1 e F_3 hanno un braccio del momento, rispetto all'asse x , pari a $\frac{b}{2} \sin \phi$. Quindi il momento totale sarà dato dal prodotto

$$T_m = 2 (I a B) \left(\frac{b}{2} \sin \phi \right) = I a b B \sin \phi$$

che viene anche chiamato momento torcente. Il fattore 2 interviene poiché entrambe le forze contribuiscono al momento in egual misura.

Definendo $A = ab$ l'area della spira, il momento torcente si riduce a

$$T_m = I A B \sin \phi.$$

È evidente a tal punto che la torsione magnetica è massima per $\phi = 90^\circ$ ed è nulla per $\phi = 0^\circ$.

In forma vettoriale la torsione magnetica generata da una bobina sarà data da

$$\mathbf{T}_m = I \mathbf{A} \times \mathbf{B}$$

¹La normale alla spira è un vettore unitario con verso determinato dalla regola della mano destra e con le dita che seguono il verso della corrente.

dove \mathbf{A} viene definito come $\mathbf{A} = N A \mu \hat{\mathbf{n}}$, con N numero di spire e μ permeabilità magnetica del nucleo della bobina.

Il prodotto $I \mathbf{A}$ è anche noto come momento magnetico: $\mathbf{M} = I \mathbf{A}$, quindi la torsione magnetica può essere espressa dalla seguente espressione

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{M} \times \mathbf{B}$$

e tende a far ruotare la spira verso una posizione di equilibrio con \mathbf{M} nella stessa direzione di \mathbf{B} .

3.2 Torsioni dovute al disturbo magnetico

Le torsioni di un satellite dovute al disturbo magnetico possono essere determinate se sono note le caratteristiche del satellite e del campo magnetico locale. È richiesta una conoscenza dell'intensità e della direzione del campo magnetico ambientale, del dipolo magnetico del satellite e dell'orientazione del dipolo relativa al vettore del campo magnetico locale.

Le principali sorgenti di torsione dovute al disturbo magnetico sono imputabili sia alle attività magnetiche interne al satellite che a quelle esterne. Il veicolo subisce le torsioni magnetiche a causa degli effetti indotti dal magnetismo permanente e/o attraverso le spire percorse da corrente.

Il magnetismo permanente e la generazione di correnti chiuse (a *loop*) all'interno del satellite sono tra le principali cause di torsione magnetica. Il magnetismo indotto dai campi esterni fa sì che il momento magnetico cambi in funzione dell'intensità del campo esterno e delle caratteristiche magnetiche del materiale. Si noti come la tensione generata sia massima quando la normale alla spira è ortogonale al vettore

3.2.1 Controllo dei disturbi magnetici

Nel caso di un satellite stabilizzato per mezzo del gradiente di gravità, o nel caso in cui venga richiesto un controllo accurato dell'asse dello spin in un satellite a stabilizzazione di spin, allora il momento di dipolo magnetico del satellite dovrà essere minimizzato, al fine di ridurre il più possibile i disturbi provenienti dalle torsioni magnetiche.

Il momento di dipolo magnetico di un satellite può essere determinato esponendo il satellite a un campo magnetico noto e uniforme e misurandone la torsione risultante. Una volta noto il momento di dipolo, possono essere utilizzate le procedure curative necessarie per rimuovere ogni magnetizzazione residua. Un metodo per cancellare gli effetti del momento di

dipolo del satellite è il *deperming*, in cui la magnetizzazione residua viene rimossa dai maggiori componenti del veicolo. Un altro metodo è la *compensazione*, nella quale piccoli magneti permanenti vengono fissati all'interno del satellite, in punti ben precisi, allo scopo di minimizzare il momento di dipolo o il campo magnetico almeno in alcuni settori del satellite.

Schermare i componenti che producono un grande momento di dipolo magnetico richiudendoli in un contenitore costituito da un materiale ad alta permeabilità, invece, non si rivela un metodo molto efficace. Per ridurre il momento di dipolo magnetico di un satellite è sempre preferibile utilizzare il *deperming* o la compensazione.

3.2.2 Minimizzazione e annullamento dei disturbi magnetici

Oltre a controllare gli effetti del momento di dipolo a bordo di un satellite, è possibile anche annullare o ridurre il momento magnetico e le altre sorgenti di torsione magnetica nella fase di progettazione del satellite.

Un modo per minimizzare e annullare gli effetti magnetici viene dall'attento esame delle proprietà magnetiche dei materiali usati. Materiali non-magnetici includono l'alluminio, il magnesio, il titanio, il berillio, il rame e alcuni ottoni e bronzi. Il nichel viene spesso usato nel processo di creazione di materiali placcati e per questo motivo tali materiali, prima di essere utilizzati, devono essere esaminati attentamente per verificare il loro stato di magnetizzazione. Anche l'acciaio inossidabile è spesso un materiale difficile da utilizzare: sebbene di per sé sia non-magnetico, quando viene lavorato (per esempio nella produzione di viti) può diventare magnetico.

Alcuni componenti di un satellite inevitabilmente producono momenti di dipolo magnetico. Momenti magnetici consistenti possono essere prodotti dai trasmettitori, dalle batterie, dai motori, o da altri equipaggiamenti di bordo. Quando possibile, i componenti con grandi momenti di dipolo dovrebbero essere accoppiati affinché i loro effetti si cancellino a vicenda. Se l'accoppiamento non è possibile, dovranno essere utilizzate altre tecniche, come la compensazione individuale.

3.3 Controllo di torsione magnetica

Il controllo di torsione magnetica può essere applicato ai satelliti per contrastare le torsioni di disturbo o per cambiare assetto. Questo controbilanciamento viene realizzato applicando al veicolo un momento magnetico per mezzo di spire percorse da corrente. Il momento magnetico, come già visto, è dato da

$$\mathbf{M} = I N A \mu \hat{\mathbf{n}}$$

dove μ è la permeabilità magnetica del nucleo della spira.

Come discusso in precedenza, la torsione magnetica agisce in direzione ortogonale sia al campo magnetico che al momento di dipolo, come illustrato in Figura 3.3.

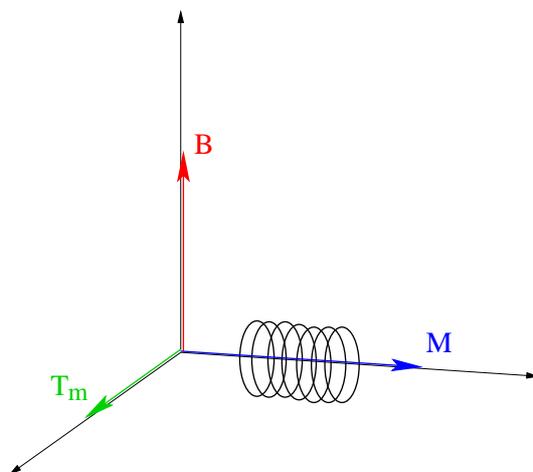


Figura 3.3: Direzione della torsione magnetica

Spesso la direzione di torsione desiderata non è ortogonale al campo magnetico. In questo caso, solo la sua componente ortogonale rispetto alla direzione del campo magnetico potrà essere sviluppata. La figura 3.4 visualizza la situazione citata: \mathbf{T}_{m_i} è la torsione desiderata, o ideale, $\Delta\mathbf{T}_m$ è la componente indesiderata della torsione e \mathbf{T}_m è la torsione magnetica ottenibile.

Il momento sviluppato da una spira è determinato cercando di minimizzare l'intensità della torsione magnetica indesiderata, $\Delta\mathbf{T}_m$, cioè

$$|\mathbf{T}_{m_i} - \mathbf{T}_m| = \min.$$

L'espressione precedente conduce a

$$\Delta\mathbf{T}_m = (\mathbf{T}_{m_i} \cdot \hat{\mathbf{B}}) \hat{\mathbf{B}}$$

dove abbiamo denotato con $\hat{\mathbf{B}}$ il versore del campo magnetico. Dalla somma dei vettori possiamo quindi ricavare la torsione sviluppata dalla spira:

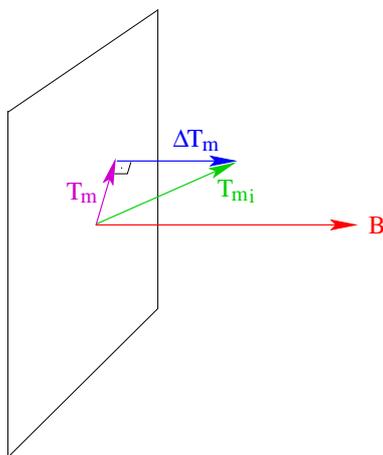


Figura 3.4: Componenti della torsione magnetica

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{T}_{m_i} - \Delta \mathbf{T}_m.$$

Una volta che la torsione reale applicabile \mathbf{T}_m risulta nota, il momento magnetico \mathbf{M} che dovrebbe essere sviluppato può essere calcolato con l'equazione $\mathbf{T}_m = \mathbf{M} \times \mathbf{B}$ e sapendo che $\mathbf{M} \cdot \mathbf{B} = 0$. Quindi il momento magnetico sarà dato da

$$\mathbf{M} = (\mathbf{B} \times \mathbf{T}_m) \frac{1}{B^2}$$

dove \mathbf{B} è il campo magnetico locale.

3.3.1 Trattazione matriciale

Gli attuatori magnetici, come visto in precedenza, generano un momento magnetico \mathbf{M} pari a

$$\mathbf{M} = I N A \mu \hat{\mathbf{n}}.$$

Le torsioni sono poi date dal prodotto vettoriale

$$\mathbf{T} = \mathbf{M} \times \mathbf{B}.$$

Il vettore di torsione magnetica \mathbf{T} è sempre ortogonale al piano definito dai vettori \mathbf{M} e \mathbf{B} , quindi \mathbf{T} è ortogonale sia al momento magnetico generato

dalla spira \mathbf{M} che al campo magnetico terrestre \mathbf{B} . Non sempre è possibile conoscere tutte e tre le componenti della torsione, ma se si hanno a disposizione T_x e T_y e se è garantito l'accoppiamento tra y e z allora sarà comunque possibile controllare il satellite.

Dalle proprietà del prodotto vettoriale sappiamo che

$$\begin{aligned}\mathbf{T} &= \begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} = \mathbf{M} \times \mathbf{B} = \begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ M_x & M_y & M_z \\ B_x & B_y & B_z \end{vmatrix} = \begin{pmatrix} M_y B_z - M_z B_y \\ -M_x B_z + M_z B_x \\ M_x B_y - M_y B_x \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \mathcal{B}\mathbf{M},\end{aligned}$$

dove con \mathcal{B} è stata denotata la matrice

$$\mathcal{B} = \begin{pmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{pmatrix}.$$

Quindi, dalla relazione $\mathbf{T} = \mathcal{B}\mathbf{M}$, segue che $\mathcal{B}^{-1}\mathbf{T} = \mathcal{B}^{-1}\mathcal{B}\mathbf{M} = \mathbf{M}$ e perciò il momento magnetico prodotto dalla spira dovrà essere pari a

$$\mathbf{M} = \mathcal{B}^{-1}\mathbf{T}.$$

Va però notato che \mathcal{B} è una matrice singolare, ha determinante nullo, e quindi non è invertibile. Perciò il calcolo di \mathbf{M} non può essere fatto usando questa relazione.

Per risolvere il problema si può pensare di trovare due componenti di \mathbf{M} invece di tre. Portando il campo magnetico \mathbf{B} a coincidere con l'asse y si garantisce che le componenti di \mathbf{T} siano solo due e si risolve il problema. Questo metodo, però, è molto laborioso poiché occorre trovare la soluzione esatta nel sistema di riferimento ruotato, e successivamente ruotare di nuovo la soluzione nel sistema precedente; tutto ciò in ogni istante. Inoltre le equazioni di Eulero nel sistema ruotato sono completamente accoppiate.

Possiamo però pensare di usare solo due componenti della torsione magnetica \mathbf{T} per controllare il satellite, perché y e z sono accoppiati. Ponendo $T_y = 0$, il vettore \mathbf{T} apparterrà al piano x - z .

Avremo quindi

$$\begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix}.$$

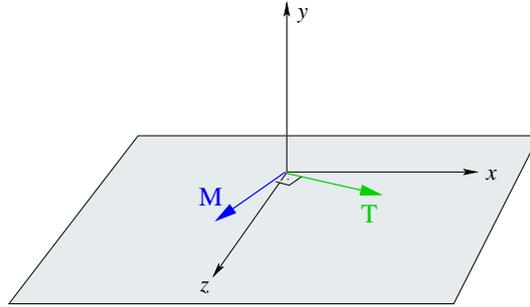


Figura 3.5: Vettori T ed M complanari al piano $x-z$

Si imponga inoltre $M_y = 0$, cioè \mathbf{M} appartenga al piano $x-z$ (\mathbf{T} e \mathbf{M} sono tra loro ortogonali e in questo caso entrambi giacciono sul piano $x-z$). La situazione è illustrata in Figura 3.5. Con queste assunzioni si ottiene

$$\begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} M_x \\ 0 \\ M_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -B_y M_z \\ -B_z M_x + B_x M_z \\ B_y M_x \end{pmatrix}.$$

Quindi

$$\begin{cases} T_x = -B_y M_z \\ T_z = B_y M_x \\ T_{yRES} = -B_z M_x + B_x M_z \end{cases}$$

Dalla prima equazione si ottiene

$$M_z = -\frac{T_x}{B_y}$$

come è giusto che sia, poiché quando \mathbf{T} coincide con l'asse x , $T_z = 0$, da cui segue che $M_x = 0$, ovvero \mathbf{M} si trova lungo l'asse z .

Dalla seconda equazione si ottiene

$$M_x = \frac{T_z}{B_y}.$$

Sostituendo le due equazioni

$$\begin{cases} M_z = -\frac{T_x}{B_y} \\ M_x = \frac{T_z}{B_y} \end{cases}$$

nell'equazione

$$T_{yRES} = -B_z M_x + B_x M_z$$

si ottiene

$$T_{yRES} = -\frac{B_z}{B_y} T_z - \frac{B_x}{B_y} T_x.$$

Questa coppia residua non è richiesta dal controllo, ma è prodotta dall'interazione tra \mathbf{B} e \mathbf{M} necessaria a creare T_x e T_z .

Questo sistema è stato usato annullando T_y e quindi usando la componente di beccheggio del campo magnetico B_y . Sarà perciò necessario utilizzare un altro attuatore sull'asse y che sia disaccoppiato dalle due equazioni

$$\begin{cases} M_z = -\frac{T_x}{B_y} \\ M_x = \frac{T_z}{B_y}. \end{cases}$$

L'utilizzo del gradiente di gravità per dare stabilizzazione passiva all'asse y potrebbe essere una buona scelta.

3.4 I dispositivi di controllo magnetico

I principali tipi di hardware usati per il controllo magnetico sono: le spire di torsione, le barre di torsione e i magneti permanenti. Questi dispositivi verranno ora analizzati separatamente.

3.4.1 Spire di torsione

Le spire di torsione non sono altro che degli avvolgimenti di filo conduttore (per esempio rame) attorno ad un nucleo d'aria. È stato già visto che N spire, percorse da una corrente I , producono un momento magnetico pari a $\mathbf{M} = I N A \mu \hat{\mathbf{n}}$. Tale momento, interagendo con il campo magnetico locale, provoca la torsione.

La permeabilità magnetica dell'aria è $\mu = 1$. Quindi per una bobina con nucleo ad aria si ha che

$$\mathbf{M} = I N A \hat{\mathbf{n}}$$

è la relazione che fornisce l'intensità di momento magnetico prodotto da una spira di torsione.

3.4.2 Barre di torsione

Le barre di torsione lavorano seguendo lo stesso principio delle spire di torsione. La principale differenza tra le due è il materiale di cui è costituito il nucleo e quindi il diverso valore di μ . Le barre di torsione, infatti, hanno un nucleo di metallo.

La scelta del materiale da inserire tra le spire è di fondamentale importanza. I materiali ferromagnetici vengono spesso utilizzati a causa della loro alta permeabilità magnetica che porta ad una riduzione del consumo di potenza, però essi hanno lo svantaggio di saturare a basse intensità del campo magnetico. Inoltre la loro permeabilità è funzione dell'intensità del campo magnetico, e quindi il momento di dipolo risulta difficile da calcolare.

3.4.3 Magnet permanenti

Il mantenimento dell'assetto orbitale può essere ottenuto utilizzando uno o più magneti permanenti. Il loro momento magnetico andrà ad accoppiarsi con il campo magnetico locale e produrrà una torsione seguendo gli stessi principi delle spire e delle barre di torsione.

Questo, però, è un sistema di assetto passivo e di conseguenza la precisione ottenibile è di molto inferiore rispetto agli altri attuatori di tipo magnetico. I magneti permanenti, infatti, tenderanno ad allinearsi con le linee di campo e l'unico orientamento possibile sarà quello nord-sud.

3.5 Campo magnetico e interazione orbitale

Si è visto finora che il controllo di un satellite basato sulla torsione magnetica può agire solo perpendicolarmente al campo magnetico locale. Per questo motivo è di fondamentale importanza determinare la direzione del campo magnetico lungo tutta la durata di un'orbita.

3.5.1 Orbite equatoriali

Si assuma che l'asse del campo magnetico sia coincidente con l'asse di rotazione della Terra (cosa non del tutto esatta, visto che l'angolo tra i due assi è di circa 11 gradi). In tal caso, la direzione del campo magnetico in prossimità dell'equatore sarà pressoché parallela alla direzione del momento angolare della Terra.

Se il satellite percorre un'orbita equatoriale, come illustrato in Figura 3.6, la direzione di beccheggio, y , è sempre parallela al campo magnetico. Per questo motivo, lungo orbite equatoriali, non è possibile alcun controllo magnetico lungo l'asse del beccheggio.

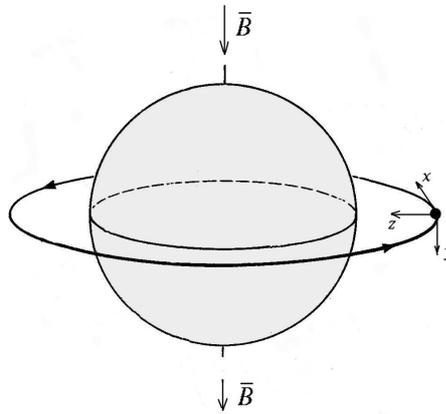


Figura 3.6: *Orbita equatoriale nel campo magnetico terrestre*

3.5.2 Orbite polari

Si assumo ancora che l'asse del campo magnetico coincida con l'asse di rotazione della Terra e si consideri un satellite che percorra un'orbita polare (vedi Figura 3.7). Quando esso passa in prossimità dell'equatore, il campo magnetico sarà allineato con l'asse x del rollio (che coincide con la direzione del vettore velocità) e quindi in questa posizione nessun controllo sul rollio risulterà possibile.

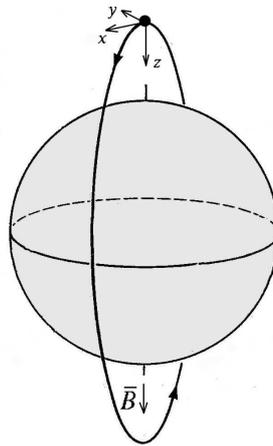


Figura 3.7: *Orbita polare nel campo magnetico terrestre*

Mano a mano che la distanza dall'equatore aumenta, il rollio diventa sempre più controllabile, ma contemporaneamente diminuisce il controllo dell'imbardata. Quando il satellite si trova sopra ai poli, il campo magnetico è lungo la stessa direzione del vettore z di imbardata e quindi non sarà possibile nessun controllo magnetico lungo tale asse.

3.5.3 Orbite circolari

Si consideri ora il caso di orbite circolari che non siano né equatoriali né polari. La controllabilità degli assi varierà in funzione della posizione del satellite lungo l'orbita. Ciò che rimane pressoché costante è l'intensità del campo magnetico nella direzione y del beccheggio.

Per dimostrare che B_y è circa costante, è sufficiente verificare che la proiezione di \mathbf{B} lungo l'asse y è costante, cioè che $\mathbf{B} \cdot \hat{\mathbf{j}} = \text{cost}$, dove $\hat{\mathbf{j}}$ è il versore dell'asse y . Se utilizziamo l'approssimazione di dipolo, il campo magnetico terrestre in funzione della posizione è dato dalla seguente espressione

$$\mathbf{B}(\mathbf{r}) = \frac{\mathcal{M}_{\oplus}}{r^3} [3(\hat{\mathbf{m}} \cdot \hat{\mathbf{r}}) \hat{\mathbf{r}} - \hat{\mathbf{m}}],$$

dove \mathcal{M}_{\oplus} è il momento magnetico della Terra ($\mathcal{M}_{\oplus} = 7.96 \times 10^{15}$ tesla m³), $\hat{\mathbf{m}}$ è il versore nella direzione del dipolo magnetico ed $\hat{\mathbf{r}}$ è il versore che indica la posizione del satellite.

Il versore dell'asse y sarà dato da

$$\hat{\mathbf{j}} = - \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{v}}{rv}$$

dove \mathbf{r} indica sempre il vettore posizione del satellite e \mathbf{v} il suo vettore velocità.

Si noti che in prima approssimazione le quantità \mathcal{M}_{\oplus} , r e v sono costanti. Quindi si può pensare di raggrupparle ottenendo le due espressioni seguenti per il campo magnetico e per il versore $\hat{\mathbf{j}}$:

$$\mathbf{B} = c_1 [3(\hat{\mathbf{m}} \cdot \hat{\mathbf{r}}) \hat{\mathbf{r}} - \hat{\mathbf{m}}]$$

$$\hat{\mathbf{j}} = c_2 (\mathbf{r} \times \mathbf{v}).$$

A questo punto, la proiezione di \mathbf{B} su $\hat{\mathbf{j}}$ sarà data da

$$\mathbf{B} \cdot \hat{\mathbf{j}} = c_1 [3(\hat{\mathbf{m}} \cdot \hat{\mathbf{r}}) \hat{\mathbf{r}} - \hat{\mathbf{m}}] \cdot c_2 (\mathbf{r} \times \mathbf{v})$$

$$\begin{aligned}
&= [3c_1(\hat{\mathbf{m}} \cdot \hat{\mathbf{r}})\hat{\mathbf{r}} - c_1\hat{\mathbf{m}}] \cdot c_2(\mathbf{r} \times \mathbf{v}) \\
&= 3c_1c_2(\hat{\mathbf{m}} \cdot \hat{\mathbf{r}})\hat{\mathbf{r}} \cdot (\mathbf{r} \times \mathbf{v}) - c_1c_2\hat{\mathbf{m}} \cdot (\mathbf{r} \times \mathbf{v})
\end{aligned}$$

Si noti che $\hat{\mathbf{r}} \cdot (\mathbf{r} \times \mathbf{v}) = 0$, quindi l'espressione precedente si riduce a

$$\mathbf{B} \cdot \hat{\mathbf{j}} = -c_1c_2\hat{\mathbf{m}} \cdot (\mathbf{r} \times \mathbf{v}).$$

Siccome sia il momento angolare $\mathbf{r} \times \mathbf{v}$ che la direzione del versore del polo magnetico $\hat{\mathbf{m}}$ sono pressoché costanti, ne consegue che B_y dovrà essere costante.

Questa relazione è valida per tutti i tipi di orbite circolari, e quindi anche per quelle polari e per quelle equatoriali. Nel caso di orbite polari, il campo magnetico nella direzione y del beccheggio è pressoché nullo, quindi B_y avrà un valore costante e circa uguale a zero, cioè $B_y \simeq 0$. Invece nel caso di orbite equatoriali quasi tutto il campo magnetico è lungo la direzione del beccheggio, quindi B_y avrà un valore costante approssimativamente pari all'intensità del campo magnetico, cioè $B_y \simeq B$.

Tutta questa trattazione si basa sull'assunzione che l'asse del campo magnetico sia coincidente con l'asse di rotazione della Terra.

3.6 Modello di Tsyganenko

Fino a questo momento si è supposto che il campo geomagnetico fosse dipolare e che l'asse del dipolo coincidesse con quello di rotazione della Terra. In realtà, il centro del dipolo non coincide con il centro del nostro pianeta, ma è leggermente spostato, e il suo asse è inclinato di circa 11.3° rispetto all'asse di rotazione terrestre. La mappa al suolo dell'intensità del campo magnetico terrestre è riportata in Figura 3.8.

Inoltre, in corrispondenza delle quote alle quali volerà AtmoCube, il campo magnetico non può essere considerato puramente dipolare a causa dell'esistenza di correnti elettriche presenti nella magnetosfera che, seguendo le linee di campo, riescono a raggiungere le quote ionosferiche soprattutto alle alte latitudini. Queste correnti risentono delle variazioni del vento solare e quindi agiscono in maniera diversa sul campo magnetico terrestre in corrispondenza dei periodi di massima o di minima attività solare.

Il modello che meglio descrive il campo geomagnetico, tenendo conto di tutti questi parametri, è quello di Tsyganenko. Utilizzando tale modello si possono ottenere delle rappresentazioni piuttosto fedeli delle possibili situazioni a cui andrà in contro AtmoCube. Questo consentirà di produrre un'analisi, almeno di tipo qualitativo, delle interazioni tra gli attuatori mag-

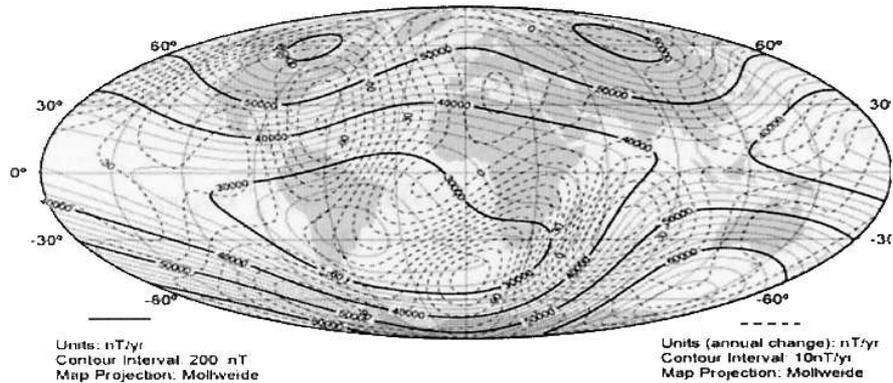


Figura 3.8: *Mappa del campo magnetico al suolo*

netici e il campo magnetico locale, permettendo quindi di valutare la loro efficienza nelle diverse posizioni lungo l'orbita.

Nella Figura 3.9 è riportata la simulazione del campo magnetico terrestre alla quota di 600 km lungo un'orbita inclinata di 60° . Ai valori del campo (espressi in gauss) è stata sovrapposta la traccia al suolo del satellite in termini di latitudine e longitudine riferita all'ora del meridiano sul quale il satellite stava transitando. Si vede come l'intensità del campo non è costante lungo l'orbita, ma dipende dalla posizione del satellite. I due valori minimi si registrano a latitudini corrispondenti a 0° , cioè in corrispondenza dell'equatore; il massimo è invece localizzato ad alte latitudini, in prossimità del polo sud.

AtmoCube viaggerà ad una quota di 600 km dalla superficie della Terra e completerà un'orbita in circa 1h 34m. Il campo magnetico al quale il satellite sarà sottoposto nell'arco delle 24 ore, in condizioni di massima attività solare, risulterà variabile da orbita ad orbita (vedi Figura 3.10). Questo è dovuto al fatto che, nel tempo impiegato dal satellite per completare un'orbita, la Terra è ruotata sotto di lui di un certo angolo e quindi anche il polo geomagnetico viene a trovarsi in una posizione diversa.

Utilizzando il modello di Tsyganenko è anche possibile risalire alle diverse componenti del campo magnetico. Le componenti si riferiscono ad una terna di assi ortogonali definiti in modo tale che B_z esprima il campo magnetico lungo la direzione del nadir, B_x sia ortogonale a B_z e punti lungo la direzione del polo magnetico, e B_y sia normale alle altre due componenti. Nella Figura 3.11 sono riportate, in funzione della latitudine, le intensità delle tre componenti di \mathbf{B} alle quali sarà sottoposto AtmoCube alla quota di 600 km. Il grafico evidenzia come il campo magnetico lungo l'asse y risulti pressocché costante e con valori prossimi a zero ad ogni lati-

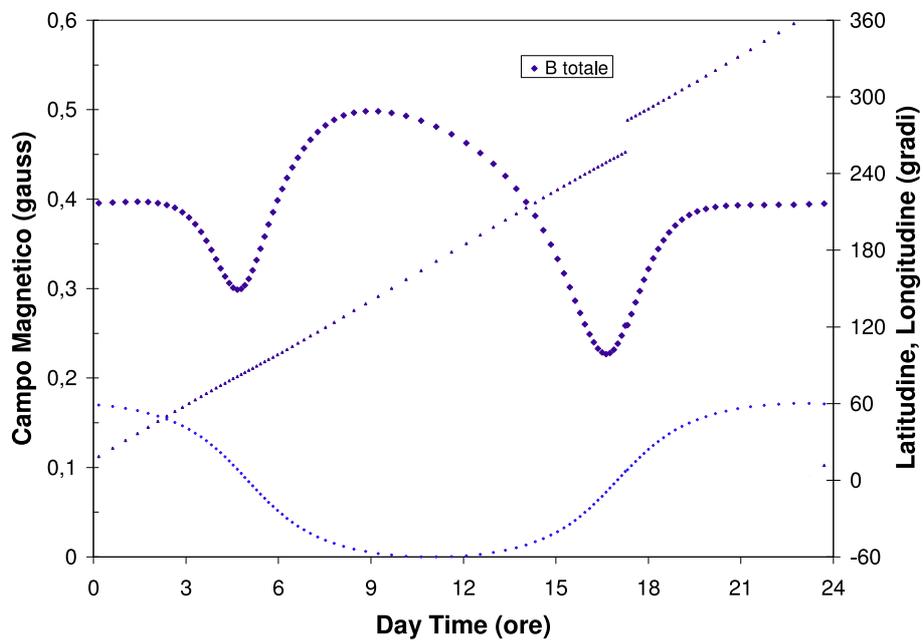


Figura 3.9: *Campo magnetico e traccia al suolo di un satellite lungo un'orbita*

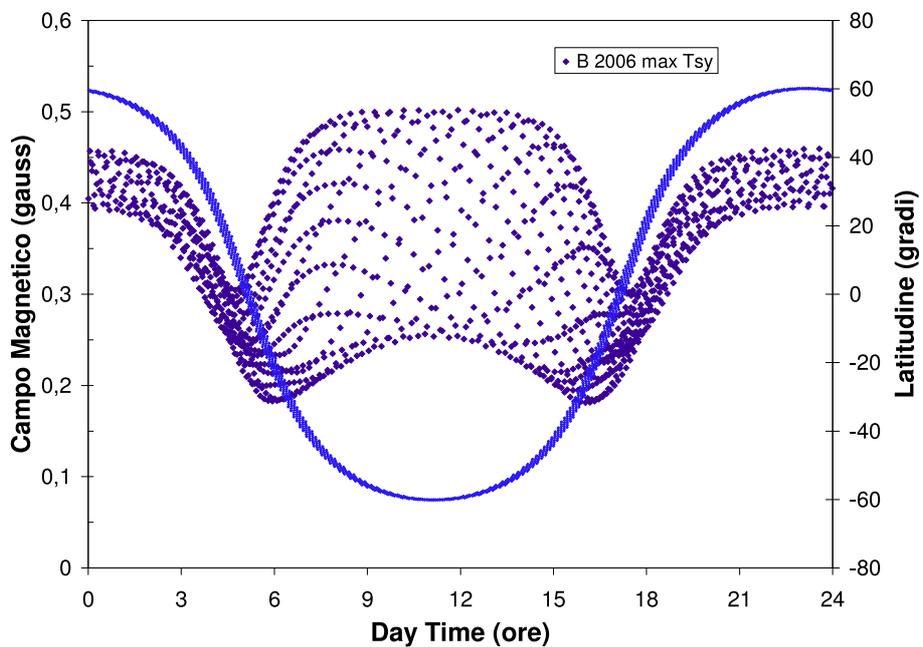


Figura 3.10: *Simulazione del campo magnetico subito da AtmoCube nel corso di un giorno (16 orbite)*

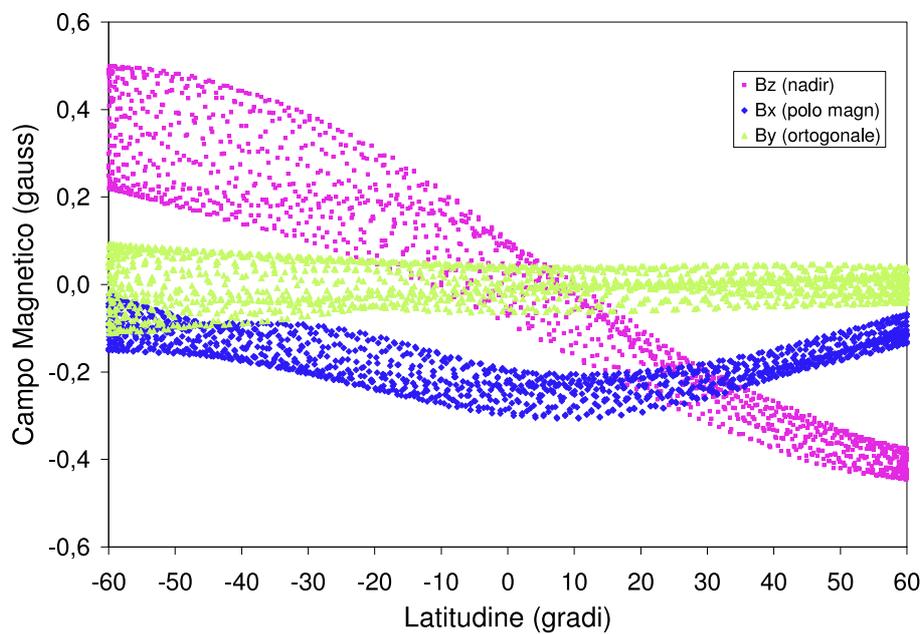


Figura 3.11: *Componenti del campo magnetico percepito da AtmoCube a 600 km di quota*

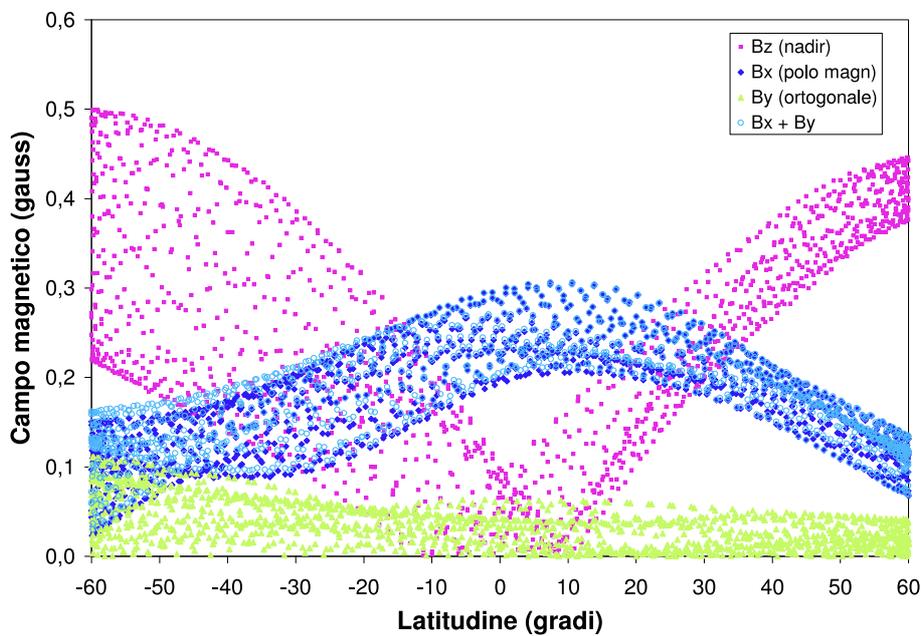


Figura 3.12: *Modulo delle componenti del campo magnetico a 600 km di quota*

tudine. La componente che manifesta maggiori variazioni in funzione della latitudine è quella lungo il nadir (cioè B_z); essa è pari a zero all'equatore, dove le linee di campo sono parallele alla superficie terrestre, ed è massima in prossimità dei poli (raggiungendo circa 0.5 gauss) dove il campo diventa quasi ortogonale alla superficie terrestre e penetra nel nostro pianeta. Per le stesse ragioni, la componente B_x assume valori prossimi a zero ad elevate latitudini e raggiunge il suo massimo (in modulo) in prossimità dell'equatore.

Nella Figura 3.12 sono state riportate le intensità, in modulo, delle tre diverse componenti del campo magnetico, alle quali è stato sovrapposto l'andamento della componente tangenziale del campo, cioè $\sqrt{B_x^2 + B_y^2}$ (nel grafico è stata denotata, per brevità, semplicemente con $B_x + B_y$). Da questo grafico è ben evidente come il campo magnetico all'equatore sia dominato dalle componenti ortogonali rispetto al piano equatoriale, mentre ai poli la componente dominante è quella relativa al nadir.

3.7 Analisi qualitativa sulla controllabilità di un satellite dotato di attuatori magnetici

Un satellite che utilizza come controllo d'assetto unicamente tre spire percorse da corrente, in generale, potrà controllare soltanto due assi contemporaneamente. Ciò è dovuto al fatto che la torsione prodotta dall'interazione tra il campo geomagnetico e il momento magnetico generato dalle spire è sempre ortogonale alle linee del campo magnetico terrestre. In particolare, quando solo una delle tre spire viene alimentata, il satellite subisce una torsione finché la normale alla spira si allinea con le linee del campo magnetico locale (vedi Figura 3.13(a)). Una volta effettuata questa torsione, però, il satellite risulterà incontrollabile per eventuali rotazioni attorno alle linee di campo che dovessero insorgere a causa dei disturbi ambientali. (Queste rotazioni, in realtà, potrebbero essere bloccate alimentando una delle altre due spire e quindi sviluppando un'altra torsione che tenderà ad allineare la normale alla spira con il campo magnetico. Questa tecnica, però, non è attuabile in caso di particolari requisiti di missione, come per esempio quando è richiesto il puntamento costante verso il nadir.) Quando, invece, vengono alimentate due spire contemporaneamente, entrambe tenderanno ad allineare la loro normale alle linee di campo, quindi variando opportunamente la corrente nelle due spire sarà possibile raggiungere un equilibrio tra le coppie e far assumere al satellite un assetto tale da presentare uno spigolo alle linee di campo magnetico locale, come illustrato in Figura 3.13(b). Analogamente, quando tutte e tre le spire vengono alimentate, il satellite può assumere un assetto per cui le linee di campo passino attraverso un suo

vertice (Figura 3.13(c)). In ogni caso, un'eventuale rotazione attorno alle linee di campo non risulterà controllabile, quindi si avrà un controllo su due assi.

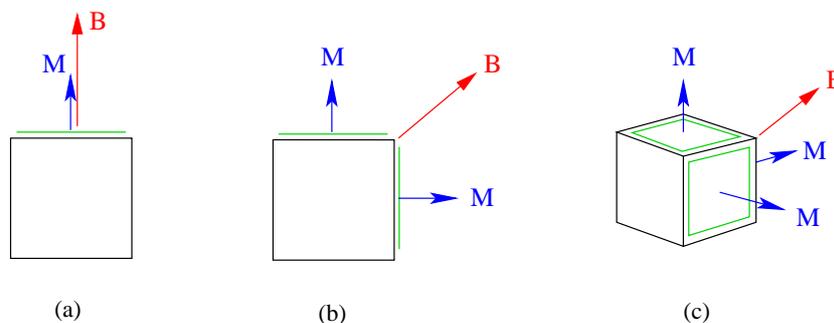


Figura 3.13: *Assetto del satellite in funzione del numero di spire alimentate*

3.7.1 Il sistema di controllo d'assetto di AtmoCube

Le esigenze della missione di AtmoCube richiedono che

- l'antenna sia costantemente rivolta verso la superficie della Terra per consentire una continua comunicazione con le *ground station* (nadir pointing)
- il satellite abbia sempre e solo la stessa faccia rivolta verso la direzione del moto (questo semplifica di molto i calcoli che permettono di ricavare la misura della densità atmosferica a diverse quote).

Per soddisfare le esigenze della missione si rende quindi necessario un dispositivo che consenta un costante puntamento al nadir. La scelta più economica e più semplice consiste nell'utilizzare, unitamente alle spire magnetiche, il *gravity gradient* che permette, attraverso l'espulsione meccanica di una piccola massa collegata ad un filo (*boom*), di ottenere l'assetto desiderato.

Con l'introduzione del *boom*, quindi, anche l'ultimo grado di libertà (cioè la rotazione attorno alle linee di campo magnetico) viene congelato su gran parte della lunghezza dell'orbita, consentendo quindi un controllo sui tre assi. I punti più critici, nei quali il controllo lungo l'asse del nadir sarà poco efficiente, saranno quelli a latitudini prossime ai 60 gradi. Osservando la Figura 3.12 si vede come il campo magnetico a quelle latitudini sia quasi esclusivamente lungo la direzione del nadir, e quindi risulti inutilizzabile per il controllo dell'assetto tramite gli attuatori magnetici. In realtà esiste

una, se pur piccola, componente B_x che potrà contrastare almeno in parte eventuali disturbi.

Nella zona equatoriale il controllo di AtmoCube sarà totale, poiché il puntamento all'asse del nadir sarà costantemente garantito dal *boom*, mentre i *magneto torquer* controlleranno il satellite per eventuali rotazioni attorno al suddetto asse. Inoltre, si noti che alimentando due spire contemporaneamente sarà possibile garantire ad AtmoCube di procedere rivolgendosi sempre la stessa faccia verso la direzione del moto, soddisfacendo in tal modo anche il secondo requisito della missione.

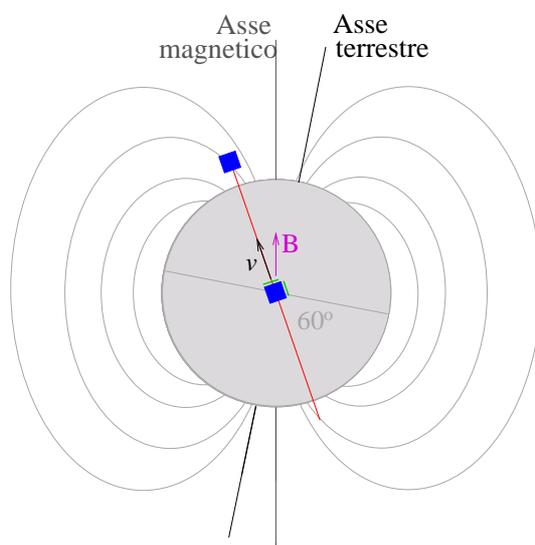


Figura 3.14: *Due diverse posizioni di AtmoCube lungo un'orbita*

Si osservi come, con l'introduzione del *boom*, la spira rivolta verso il nadir risulti del tutto inutile al fine del controllo d'assetto. Infatti il momento magnetico generato da tale spira tenderebbe ad allinearsi con le linee del campo geomagnetico, provocando una torsione al satellite. Le linee di campo, però, lungo tutta la fascia equatoriale, risultano parallele alla superficie del pianeta e quindi alimentare la spira rivolta verso il nadir comporterebbe una torsione del satellite volta a contrastare il gradiente di gravità, cosa inutile e dannosa. Nelle zone polari, invece, il satellite è già stabilizzato dal *gravity gradient* e alimentare la suddetta spira per forzare il momento magnetico ad allinearsi alle linee di campo (che qui sono orientate quasi ortogonalmente alla superficie della Terra) risulterebbe sovrabbondante.

È quindi possibile ottenere un buon controllo d'assetto utilizzando due sole spire magnetiche (anziché tre) disposte su due facce contigue del cubo,

unitamente al *boom*. In questo modo il peso attribuibile all'intero sistema di controllo d'assetto risulta più contenuto.

3.8 AtmoCube

AtmoCube è un satellite cubico di 10 cm di lato. Seguirà un'orbita circolare (e inclinata di circa 60 gradi) a partire dalla quota di 600 km. Le sue facce sono rivestite da celle solari ad elevata efficienza ad arseniuro di gallio (GaAs) che forniscono l'energia necessaria al suo funzionamento e ricaricano le batterie utilizzate durante i periodi di eclisse.

AtmoCube non è in grado di effettuare manovre orbitali in quanto è privo di propulsori. Invece le manovre di assetto sono governate dalle spire che producono la torsione magnetica richiesta e dal *boom* che garantisce il costante puntamento al nadir.

3.8.1 Requisiti del sistema di ADCS

L'*Attitude Determination and Control System* ha il compito di stabilizzare il satellite lungo i tre assi, mantenendo la sua faccia inferiore -quella su cui è fissata l'antenna- costantemente orientata verso la Terra.

L'*hardware* per la determinazione dell'assetto fornisce l'orientamento del satellite nello spazio. I dati raccolti vengono confrontati con l'assetto desiderato e viene quindi calcolata la differenza. Subito dopo, il sistema deputato al controllo apporta gli aggiustamenti necessari.

3.8.2 Determinazione dell'assetto

L'orientazione di AtmoCube è determinata utilizzando diversi *hardware*: il magnetometro, le celle solari e il GPS. Il principale componente è il magnetometro, ma le sue misure possono essere affiancate da quelle delle celle solari e del GPS (che fornisce, più che l'assetto, la posizione del satellite).

Magnetometro

Il magnetometro viene utilizzato per misurare il campo magnetico locale attorno al satellite. La misura viene confrontata con il campo magnetico calcolato per quella particolare posizione orbitale e in questo modo è possibile determinare il vettore posizione del satellite.

Il magnetometro scelto per AtmoCube è illustrato nella Figura 3.15. Si tratta del sensore magnetico Honeywell HMC2003 che è in grado di effettuare misure sui tre assi, fornendo intensità e direzione del campo magnetico locale. Necessita di un'alimentazione che può variare dai 6 ai 15 volts e il



Figura 3.15: *Il magnetometro Honeywell HMC2003*

range delle sue misure è compreso tra i -2 e i +2 gauss, con una sensibilità di $40 \mu\text{gauss}$.

Sensori solari

Le misure provenienti dalle celle solari del satellite possono fornire una stima, se pur grezza, del vettore solare. Questa stima si basa su una semplice considerazione: quando i raggi del Sole incidono ortogonalmente al pannello, viene rilevata la massima intensità luminosa K , che corrisponde alla corrente I_0 ; quando invece i raggi formano un angolo θ con la normale al pannello \hat{n} , solo la quantità $K\cos\theta$ verrà misurata e quindi la corrente in uscita dal pannello sarà pari a $I = I_0\cos\theta$. Quindi, misurando le correnti in uscita dal pannello, possiamo risalire all'angolo θ . Nel caso in cui le celle solari siano disposte su un unico piano, la posizione del vettore solare non risulterà nota in maniera univoca, infatti il luogo delle possibili soluzioni sarà rappresentato dal cono di ampiezza θ illustrato in Figura 3.16.

AtmoCube dispone di numerosi pannelli solari, che ricoprono ogni faccia del cubo. Questo semplifica di molto le cose: quando soltanto una faccia del satellite sarà illuminata, a causa della sua forma cubica, il vettore solare risulterà univocamente noto, poichè i raggi risulteranno ortogonali alla faccia illuminata. Quando il Sole illuminerà due o tre facce del satellite, la soluzione sarà ancora ben definita e il vettore solare risulterà quindi noto in ogni circostanza.

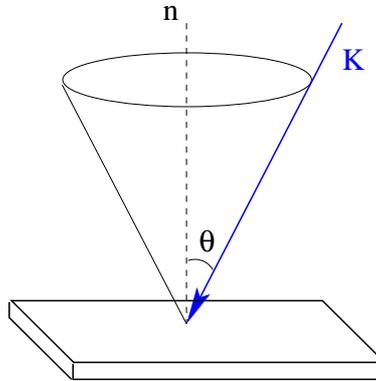


Figura 3.16: *Cono delle possibili soluzioni*

Global Positioning System

Il Global Positioning System (GPS) è un sistema di navigazione satellitare, consistente in una rete di 24 satelliti, orbitanti a circa 20000 km di altezza, che seguono diverse orbite. Le orbite hanno inclinazioni inferiori ai 60° , in questo modo i segnali dei satelliti forniscono una copertura completa di tutta la Terra.

Ogni satellite invia al ricevitore GPS un codice che contiene data, ora e numero d'identificazione del satellite stesso. Il ricevitore confronta l'istante della trasmissione del segnale con quello della ricezione e calcolando la differenza di fase ricava la distanza del satellite. Estendendo il ragionamento agli altri satelliti e utilizzando metodi di triangolazione è possibile risalire all'esatta posizione del ricevitore. Con tre satelliti si può determinare soltanto la posizione in due dimensioni, cioè si ricava la longitudine e la latitudine, mentre utilizzando quattro satelliti è possibile risalire anche alla quota, ottenendo così una descrizione tridimensionale. Inoltre, attraverso un aggiornamento costante della posizione, il ricevitore può determinare la velocità e la rotta.

Le misure ricavate dal ricevitore possono essere affette da errori, dovuti alla posizione sfavorevole dei satelliti nello spazio. Infatti, se i segnali provengono tutti dalla medesima direzione la triangolazione risulterà poco efficiente, con conseguente perdita di precisione.

3.8.3 Controllo dell'assetto

AtmoCube utilizzerà per il controllo dell'assetto due spire di torsione tra loro ortogonali, unitamente al *boom*. Le leggi di controllo analizzate in

precedenza determinano l'ammontare di momento magnetico richiesto per la stabilizzazione e il controllo del satellite lungo i tre assi. In particolare, dalla $\mathbf{T}_m = \mathbf{T}_{m_i} - \Delta\mathbf{T}_m$ segue

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{T}_{m_i} - (\mathbf{T}_{m_i} \cdot \hat{\mathbf{B}}) \hat{\mathbf{B}},$$

e dalla $\mathbf{M} = (\mathbf{B} \times \mathbf{T}_m) \frac{1}{B^2}$ si trova

$$\mathbf{M} = \left[\mathbf{B} \times [\mathbf{T}_{m_i} - (\mathbf{T}_{m_i} \cdot \hat{\mathbf{B}}) \hat{\mathbf{B}}] \right] \frac{1}{B^2}.$$

In questo modo possiamo ricavare il momento magnetico \mathbf{M} che, come si vede, è funzione della torsione magnetica desiderata \mathbf{T}_{m_i} e del campo magnetico locale, misurato dal magnetometro. Una volta noto il momento magnetico, sapendo che per una bobina con nucleo ad aria si ha

$$\mathbf{M} = I N A \hat{\mathbf{n}},$$

siamo in grado di trovare la corrente I necessaria a produrre la torsione desiderata.

3.8.4 La geometria di AtmoCube

AtmoCube sarà provvisto di un *boom*, del peso di 40 grammi, collegato al corpo principale del satellite tramite un cavo sottile lungo 1.5 metri. Il peso del cavo (in prima approssimazione) può essere trascurato, quindi il corpo principale dovrà pesare 0.96 kg affinché il peso dell'intero satellite non superi il chilogrammo. La massa che fornirà la stabilizzazione attraverso il gradiente di gravità sarà un parallelepipedo a base quadrata di dimensioni $(30 \times 30 \times 14)$ mm.

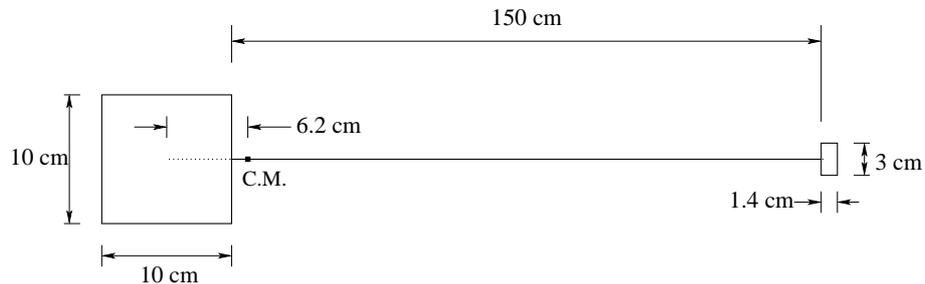


Figura 3.17: *Disegno di AtmoCube*

Il centro di massa dell'intero sistema si trova a circa 6.2 cm dal centro del cubo. Il gradiente di gravità tenderà ad allineare l'asse maggiore del satellite

in direzione della Terra; esisteranno quindi due posizioni di equilibrio: una con il corpo principale del satellite rivolto verso la Terra e con il *boom* in un'orbita più esterna, e viceversa.

3.8.5 Calcolo dei disturbi ambientali finalizzati al dimensionamento delle spire

Per effettuare i calcoli necessari al dimensionamento delle spire, si dovranno quantificare le torsioni dovute ai disturbi ambientali. Infatti, per avere un efficace controllo di assetto, le torsioni prodotte dalle spire dovranno essere superiori a quelle provocate dai disturbi ambientali.

Si osservi come non ci sia bisogno di quantificare il disturbo dovuto al gradiente di gravità, poiché il *gravity gradient* fa parte del sistema di controllo d'assetto di AtmoCube e quindi non è richiesto che le torsioni prodotte dalle spire contrastino questo effetto.

Analogamente, non ci sarà bisogno di quantificare i disturbi magnetici poiché il satellite controllerà il proprio assetto proprio in base a questo principio. Inoltre, si assume che quando le spire non vengono percorse da corrente, per esempio durante una misura del magnetometro, non ci siano componenti magnetizzate a bordo. In questo modo il momento magnetico risulterà nullo e di conseguenza anche la torsione dovuta al disturbo magnetico sarà pari a zero.

Per quanto riguarda i disturbi provocati dalla pressione solare, come già visto in precedenza, la massima forza esercitata sul satellite sarà data da

$$F_{sp} = \frac{F_s}{c} 2 A_s (1 + q) \cos \phi$$

dove

$$F_s = 1367 \text{ W/m}^2,$$

e c è la velocità della luce. A_s è la superficie esposta all'azione della radiazione solare: per il corpo cubico del satellite vale $A_{cube} = 10^{-2} \text{ m}^2$ mentre per il boom vale $A_{boom} = 4.2 \times 10^{-4} \text{ m}^2$. Si è posto $\cos \phi = 1$ (cioè $\phi = 0$) poiché si sta ricercando una stima massima della forza esercitata dalla pressione solare sul satellite. Il fattore di riflettività q è stato posto pari a 0.6 sia per la superficie del corpo principale sia per il *boom* (come riportato in letteratura [1]). Si noti che l'espressione riportata nella sezione "La radiazione solare", a pag.20, vale per una singola superficie del satellite; qui è stata modificata introducendo il fattore 2 per tener conto del fatto che possono essere sottoposte alla pressione solare due o tre superfici contemporaneamente.

La forza massima esercitata sul satellite dovuta all'attrito aerodinamico è invece data da

$$F_a = \frac{1}{2} \rho C_d A_s v^2$$

dove ρ è la densità atmosferica (che varia sensibilmente con l'attività solare); C_d è il coefficiente di drag, adimensionale, tipicamente compreso tra 2 e 2.5 e che qui è stato posto uguale a 2.5. A_s è la superficie esposta all'azione atmosferica che vale $A_{cube} = 10^{-2} \text{ m}^2$ per il corpo cubico del satellite e vale $A_{boom} = 4.2 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ per il *boom*. Da notare che in questo caso non c'è bisogno di introdurre il fattore 2 poiché il satellite procederà sempre con una faccia rivolta verso la direzione del moto, quindi la sezione d'urto con l'atmosfera terrestre risulterà essere proprio la singola faccia di AtmoCube. Inoltre v rappresenta la velocità del satellite rispetto all'atmosfera che, in prima approssimazione, è stata posta uguale alla velocità orbitale del satellite.

Le forze dovute alla pressione solare F_{sp} e agli attriti aerodinamici F_a sono state calcolate separatamente per il corpo principale del satellite e per il *boom*. Le torsioni corrispondenti T_{sp} e T_a sono quindi date dalle seguenti espressioni

$$\begin{aligned} T_{sp} &= F_{sp(cube)} b_{cube} - F_{sp(boom)} b_{boom} \\ T_a &= F_{a(cube)} b_{cube} - F_{a(boom)} b_{boom} \end{aligned}$$

dove b_{cube} è il braccio della forza relativo al cubo (cioè la distanza tra il centro di massa del corpo cubico del satellite -per ipotesi coincidente con il centro fisico del cubo- e il centro di massa dell'intero sistema) e b_{boom} è il braccio della forza relativo al *boom*.

La massima torsione dovuta alla radiazione solare è stata quindi quantificata in

$$\boxed{T_{sp} = 8.17 \times 10^{-8} \text{ Nm}}$$

Com'era prevedibile, tale valore è costante e non dipende dall'altezza del satellite.

Le torsioni massime dovute ai disturbi aerodinamici risultano invece fortemente dipendenti dalla quota. Esse vengono riassunte nella Tabella 3.1.

Da questi risultati si nota che le torsioni prodotte dagli attriti aerodinamici sono di almeno un ordine di grandezza superiori rispetto a quelle dovute al *solar radiation*. Quindi, al fine del dimensionamento delle spire,

Quota [km]	ρ [kg/m ³]	T_a [Nm]
200	3.52×10^{-10}	1.49×10^{-4}
250	1.06×10^{-10}	4.47×10^{-5}
300	3.96×10^{-11}	1.66×10^{-5}
350	1.66×10^{-11}	6.89×10^{-6}
400	7.55×10^{-12}	3.11×10^{-6}
450	3.61×10^{-12}	1.48×10^{-6}
500	1.80×10^{-12}	7.31×10^{-7}
550	9.25×10^{-13}	3.73×10^{-7}
600	4.89×10^{-13}	1.96×10^{-7}

Tabella 3.1: *Quantificazione dei disturbi aerodinamici*

si dovrà considerare la torsione maggiore in modulo, cioè quella relativa ai disturbi aerodinamici.

Per controllare il satellite alla quota di 600 km la torsione prodotta dall'accoppiamento tra il momento magnetico generato dalla spira e il campo geomagnetico locale dovrà essere superiore a 1.96×10^{-7} Nm.

3.8.6 Dimensionamento degli attuatori magnetici

Le spire di torsione vengono dimensionate ricercando un compromesso tra massa minima e momento magnetico ottenuto massimo. Queste quantità sono legate dalla relazione

$$M = INA,$$

dove I è la corrente applicata, N è il numero degli avvolgimenti e A è l'area racchiusa dalla spira.

Per AtmoCube si è deciso di costruire due spire uguali fra loro, di forma quadrata, con lato di lunghezza 85 mm. In questo modo, esse avranno le dimensioni opportune per poterle fissare alle facce del cubo. Per creare gli avvolgimenti sono stati presi in considerazione due tipi di filo di rame verniciato: uno con diametro di 0.35 mm e l'altro con diametro pari a 0.63 mm. Per quanto riguarda la potenza, AtmoCube avrà a disposizione circa 1 watt da erogare al sistema di assetto. Per effettuare i calcoli relativi al dimensionamento della spira si è deciso di utilizzare una potenza molto inferiore alla potenza di picco; questo consente di avere un buon margine per controllare il satellite anche in situazioni più difficili.

Ora si vuole trovare il numero di spire necessarie a produrre una torsione sufficiente a contrastare i disturbi ambientali. Tale espressione sarà funzione

del momento magnetico, della potenza, delle dimensioni delle spire e delle caratteristiche del filo.

La potenza dissipata nella spira è determinata dalla relazione

$$P = RI^2.$$

La resistenza R può essere calcolata utilizzando la seguente espressione

$$R = \frac{N p \sigma(T)}{a_w},$$

dove $\sigma(T)$ è la resistività del rame che dipende dalla temperatura e che nel caso di nostro interesse vale $\sigma(T) = 1.6 \times 10^{-8} \Omega \text{ m}$. La sezione del filo è a_w , e risulta quindi nota, mentre p è il perimetro della spira ($p = 4l$, dove l è il lato della spira quadrata). Quindi la corrente erogata nella spira risulta essere

$$I = \sqrt{\frac{P}{R}} = \left(\frac{P a_w}{N p \sigma(T)} \right)^{1/2}.$$

Sostituendo quest'ultima espressione nella $M = INA$, si ottiene

$$M = \left(\frac{P a_w}{N p \sigma(T)} \right)^{1/2} N A = \alpha N^{1/2} A,$$

dove con α si è definita la quantità

$$\alpha = \left(\frac{P a_w}{p \sigma(T)} \right)^{1/2}$$

che ha le dimensioni di una corrente.

Una volta ricavato α , il numero di spire necessario a generare il momento magnetico M sarà dato da

$$N = \left(\frac{1}{\alpha A} \right)^2 M^2.$$

Infine, la massa della spira, m_s , può essere stimata utilizzando l'espressione

$$m_s = \rho a_w N p,$$

dove ρ è la densità del rame, che vale $\rho = 8.93 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$.

Filo da 0.35 mm di diametro

In questa sezione è stato preso in considerazione un filo di rame verniciato del diametro di 0.35 mm. Per effettuare i calcoli relativi al dimensionamento delle spire si è deciso di utilizzare una potenza minima di 0.25 W che permettesse il controllo di AtmoCube a 600 km di quota. Riassumendo, i parametri utilizzati per dimensionare le spire sono quindi i seguenti:

$$\begin{aligned}A &= 7.22 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\p &= 0.34 \text{ m} \\\sigma(T) &= 1.6 \times 10^{-8} \Omega \text{ m} \\a_w &= 9.62 \times 10^{-8} \text{ m}^2 \\P &= 0.25 \text{ W} = 0.25 \Omega \text{ A}^2.\end{aligned}$$

Con questi parametri si ottiene $\alpha = 2.10 \text{ A}$. Quindi, a seconda del momento magnetico richiesto, varierà il numero degli avvolgimenti necessari a produrre tale momento. Tabulando N in funzione di M otteniamo i risultati riportati in Tabella 3.2. Si noti che, a causa della dipendenza quadratica di N da M , ad una piccola variazione del momento magnetico corrisponde una notevole variazione del numero di spire.

M [Am ²]	N
0.05	10.8
0.06	15.6
0.07	21.2
0.08	27.7
0.09	35.1
0.10	43.3
0.11	52.4
0.12	62.4
0.13	73.2
0.14	84.9
0.15	97.5

Tabella 3.2: Numero di spire in funzione del momento magnetico

Per esempio, se il momento magnetico richiesto per il controllo del satellite è di 0.1 Am^2 e nella spira viene dissipata la potenza di 0.25 W, allora saranno sufficienti 44 avvolgimenti per produrre il momento richiesto.

Osservando la Tabella 3.1, si nota che per controllare il satellite alla quota di 600 km sarebbe più che sufficiente un momento torcente pari a 10^{-6} Nm .

Le spire, con le caratteristiche fisiche qui stabilite, devono avere un nu-

mero sufficiente di avvolgimenti da generare una torsione superiore a quella prodotta dai disturbi ambientali. In particolare, il numero di avvolgimenti sarà determinato nelle condizioni più sfavorevoli tra quelle che rendono i *magneto torquer* degli efficienti sistemi di controllo d'assetto, in modo da riservare un certo margine per eventuali correzioni aggiuntive.

Il caso più sfavorevole in assoluto, come già accennato in precedenza, si trova in corrispondenza delle zone polari dove il campo magnetico è intenso, ma diretto quasi completamente lungo la direzione del nadir. In queste circostanze il controllo magnetico sarà quasi del tutto inefficiente e quindi non è sensato dimensionare le spire per questa situazione estrema che risulterebbe incontrollabile anche con momenti magnetici sviluppati molto intensi.

Tra le zone di controllabilità del satellite con l'utilizzo degli attuatori magnetici è stata considerata la fascia equatoriale, dove le linee di campo corrono quasi parallele alla superficie terrestre (e quindi il controllo magnetico risulta possibile ed efficace). È proprio in questa zona che il modulo del campo magnetico raggiunge il suo minimo. Osservando la Figura 3.12 si vede che alla quota di 600 km il valore minimo delle componenti tangenziali del campo magnetico, attorno ai zero gradi di latitudine, vale circa 0.2 gauss (pari a 2×10^{-5} N/Am). Il numero di avvolgimenti sarà determinato proprio in questa situazione.

La torsione prodotta dalla spira sarà data dalla seguente espressione

$$T = M B.$$

Una torsione pari a $T = 2 \times 10^{-6}$ Nm è sufficiente a vincere sia le torsioni di disturbo aerodinamico (all'altezza di 600 km) sia quelle dovute alla pressione solare. Questa torsione può essere già sviluppata da una spira con 44 avvolgimenti in cui viene dissipata una potenza di 0.25 W.

Invece per controllare il satellite alla quota di 400 km il campo magnetico deve essere riscalato (poiché varia con l'inverso del cubo della distanza) e quindi risulterà più intenso. Il suo valore minimo all'equatore sarà equivalente a 2.18×10^{-5} N/Am. La torsione dovuta all'attrito aerodinamico a 400 km di quota vale 3.11×10^{-6} Nm, quindi il momento magnetico prodotto dalla spira deve essere tale da generare una torsione almeno pari a questa quantità. Quindi se $T = 3.11 \times 10^{-6}$ Nm e se $B = 2.18 \times 10^{-5}$ N/Am, allora il momento magnetico sviluppato dalla spira sarà pari a $M = \frac{T}{B} = 0.143$ Am².

La Tabella 3.3 evidenzia come al variare del numero di avvolgimenti cambia la torsione prodotta dalla spira, rispettivamente alle quote di 600 e di 400 chilometri.

Dalla Tabella 3.3 si vede che per produrre una torsione di 2.00×10^{-6} Nm,

M [Am ²]	N	T(600km) [Nm]	T(400km) [Nm]
0.05	10.8	1.00×10^{-6}	1.09×10^{-6}
0.06	15.6	1.20×10^{-6}	1.31×10^{-6}
0.07	21.2	1.40×10^{-6}	1.53×10^{-6}
0.08	27.7	1.60×10^{-6}	1.74×10^{-6}
0.09	35.1	1.80×10^{-6}	1.96×10^{-6}
0.10	43.3	2.00×10^{-6}	2.18×10^{-6}
0.11	52.4	2.20×10^{-6}	2.40×10^{-6}
0.12	62.4	2.40×10^{-6}	2.62×10^{-6}
0.13	73.2	2.60×10^{-6}	2.83×10^{-6}
0.14	84.9	2.80×10^{-6}	3.05×10^{-6}
0.143	88.6	2.86×10^{-6}	3.12×10^{-6}
0.15	97.5	3.00×10^{-6}	3.27×10^{-6}

Tabella 3.3: *Torsione prodotta in funzione del numero di avvolgimenti e della quota*

che consente di controllare con facilità² il satellite alla quota di 600 km, sono sufficienti 44 avvolgimenti, mentre per controllarlo a 400 km di altezza (forrendo sempre la stessa potenza di 0.25 W) sono necessari 89 avvolgimenti.

A questo punto sono stati analizzati due *magneto torquer* diversi, uno costituito da 44 e l'altro da 89 avvolgimenti ed è stato studiato il loro rendimento al variare della potenza, rispettivamente alle quote di 600 e 400 chilometri.

La Tabella 3.4 e la Figura 3.18 si riferiscono alla quota di 600 chilometri ed evidenziano come la torsione prodotta dall'interazione tra il momento magnetico e il campo geomagnetico varia in funzione della potenza dissipata nelle due spire ($N = 44$ e $N = 89$).

Analogamente, la Tabella 3.5 e la Figura 3.19 riportano il confronto tra le due spire effettuato a 400 chilometri di altezza.

Le torsioni di disturbo aerodinamico, che come già visto rappresentano la maggiore fonte di disturbo ambientale, alla quota di 400 km sono pari a 3.11×10^{-6} Nm. Per riuscire a controllare il satellite a questa altezza, i *magneto torquer* devono fornire una torsione superiore a quella dovuta al *drag* atmosferico. Osservando la Tabella 3.5 si nota che la spira con 89 avvolgimenti riesce a produrre la torsione richiesta con soli 0.25 W di potenza, mentre la spira costituita da 44 avvolgimenti raggiunge una torsione analoga fornendo circa 0.50 W. Entrambe riescono comunque a controllare AtmoCube alla quota di 400 chilometri, come viene ben evidenziato dalla Figura 3.19.

²Il valore qui considerato è effettivamente un ordine di grandezza superiore rispetto al massimo disturbo ambientale che a 600 km di quota vale $T = 1.96 \times 10^{-7}$ Nm.

P [W]	D=0.35 mm, $T_{max} = 1.96 \times 10^{-7}$ Nm			
	N=44		N=89	
	M [Am ²]	T [Nm]	M [Am ²]	T [Nm]
0.25	0.100	2.00×10^{-6}	0.143	2.86×10^{-6}
0.30	0.110	2.20×10^{-6}	0.157	3.14×10^{-6}
0.35	0.119	2.38×10^{-6}	0.169	3.38×10^{-6}
0.40	0.127	2.54×10^{-6}	0.181	3.62×10^{-6}
0.45	0.135	2.70×10^{-6}	0.192	3.84×10^{-6}
0.50	0.142	2.84×10^{-6}	0.202	4.04×10^{-6}
0.55	0.150	3.00×10^{-6}	0.212	4.24×10^{-6}
0.60	0.156	3.12×10^{-6}	0.222	4.44×10^{-6}
0.65	0.162	3.24×10^{-6}	0.231	4.62×10^{-6}
0.70	0.168	3.36×10^{-6}	0.239	4.78×10^{-6}
0.75	0.175	3.50×10^{-6}	0.248	4.96×10^{-6}
0.80	0.180	3.60×10^{-6}	0.256	5.12×10^{-6}
0.85	0.185	3.70×10^{-6}	0.264	5.28×10^{-6}
0.90	0.191	3.82×10^{-6}	0.271	5.42×10^{-6}
0.95	0.196	3.92×10^{-6}	0.279	5.58×10^{-6}
1.00	0.201	4.02×10^{-6}	0.286	5.72×10^{-6}

Tabella 3.4: Confronto tra le torsioni prodotte dalle due spire a 600 km di quota

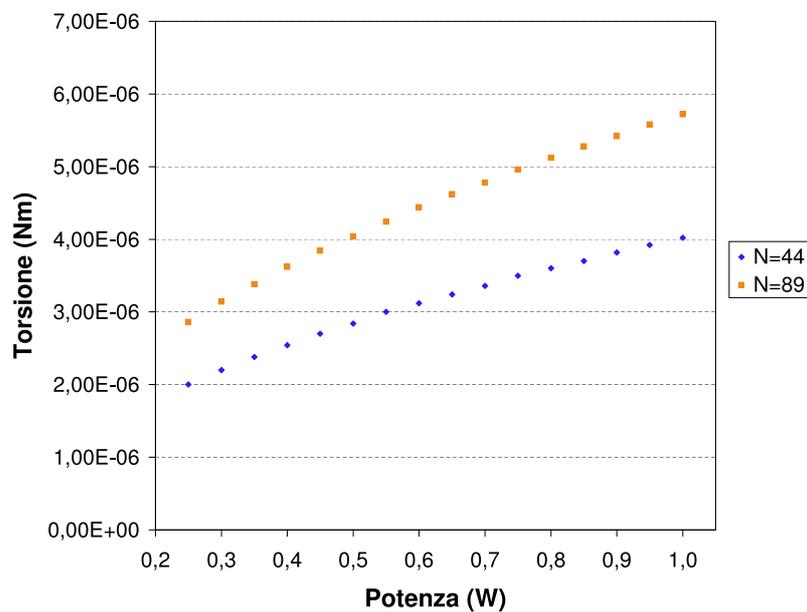


Figura 3.18: Andamento delle torsioni prodotte in funzione della potenza (600 km di quota)

P [W]	D=0.35 mm, $T_{max} = 3.11 \times 10^{-6}$ Nm			
	N=44		N=89	
	M [Am ²]	T [Nm]	M [Am ²]	T [Nm]
0.25	0.100	2.18×10^{-6}	0.143	3.12×10^{-6}
0.30	0.110	2.40×10^{-6}	0.157	3.42×10^{-6}
0.35	0.119	2.59×10^{-6}	0.169	3.68×10^{-6}
0.40	0.127	2.77×10^{-6}	0.181	3.95×10^{-6}
0.45	0.135	2.94×10^{-6}	0.192	4.19×10^{-6}
0.50	0.142	3.10×10^{-6}	0.202	4.40×10^{-6}
0.55	0.150	3.27×10^{-6}	0.212	4.62×10^{-6}
0.60	0.156	3.40×10^{-6}	0.222	4.84×10^{-6}
0.65	0.162	3.53×10^{-6}	0.231	5.04×10^{-6}
0.70	0.168	3.66×10^{-6}	0.239	5.21×10^{-6}
0.75	0.175	3.82×10^{-6}	0.248	5.41×10^{-6}
0.80	0.180	3.92×10^{-6}	0.256	5.58×10^{-6}
0.85	0.185	4.03×10^{-6}	0.264	5.76×10^{-6}
0.90	0.191	4.16×10^{-6}	0.271	5.91×10^{-6}
0.95	0.196	4.27×10^{-6}	0.279	6.08×10^{-6}
1.00	0.201	4.38×10^{-6}	0.286	6.23×10^{-6}

Tabella 3.5: Confronto tra le torsioni prodotte dalle due spire a 400 km di quota

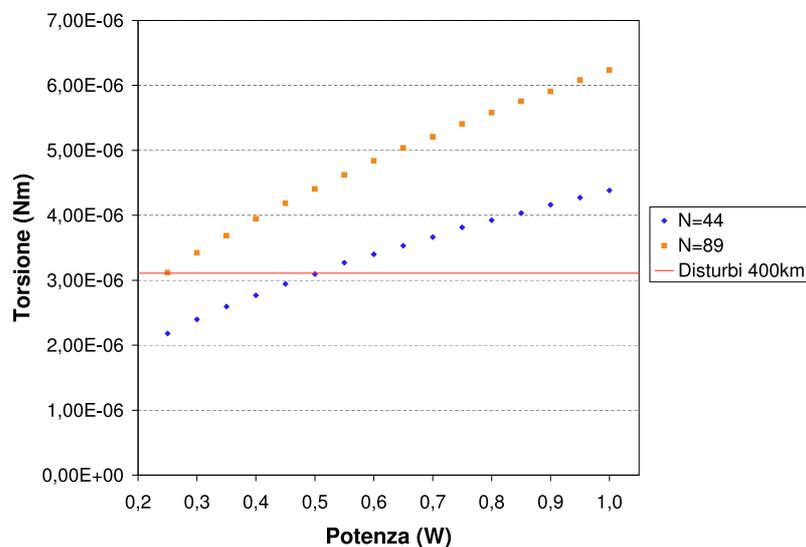


Figura 3.19: Andamento delle torsioni prodotte in funzione della potenza (400 km di quota)

A 350 km, le torsioni dovute al *drag* atmosferico salgono a 6.89×10^{-6} Nm, come indicato dalla Tabella 3.1 a pag.55. Riscaldando il campo magnetico alla quota di 350 km si trova che esso risulta essere pari a 2.23×10^{-5} N/Am. Fornendo la massima potenza (1 W) alla spira costituita da 44 avvolgimenti, il momento magnetico prodotto risulta essere pari a 0.201 Am^2 (vedi Tabella 3.5). Allora la torsione massima che la spira di 44 avvolgimenti riesce a produrre è data da $T = MB = 4.48 \times 10^{-6}$ Nm e risulta essere inferiore al disturbo aerodinamico. Considerando la spira con 89 avvolgimenti, si vede che essa riesce a produrre un momento magnetico di 0.286 Am^2 che corrisponde ad una torsione prodotta pari a $T = 6.38 \times 10^{-6}$ Nm, superiore al valore ottenuto con la spira da 44 avvolgimenti, ma ancora inferiore al valore necessario per correggere i disturbi ambientali alla quota di 350 chilometri.

Il confronto fatto tra i due *magneto torquer* considerati, suggerisce che la scelta di incrementare il numero di avvolgimenti a 89 non risulta giustificata, poiché AtmoCube non sarà comunque controllabile alla quota di 350 km. Il satellite potrà invece contrastare in maniera efficace i disturbi ambientali alla quota di 400 km sia con spire da 89 che da 44 avvolgimenti. Sicuramente la controllabilità di un AtmoCube dotato di *magneto torquers* a 89 avvolgimenti si spingerebbe a quote più vicine ai 350 km di un uguale satellite che a bordo monti spire da 44 avvolgimenti, ma la differenza sarebbe minima e non sarebbe sufficiente a giustificare l'aumento di peso. Una spira costituita da 44 avvolgimenti pesa infatti 12.9 gr mentre una da 89 avvolgimenti pesa 26.0 gr.

Una valida alternativa: filo da 0.63 mm di diametro

Al fine di incrementare la controllabilità del satellite alle quote di 350 km e contemporaneamente di ridurre la potenza media dissipata nella spira, è stato preso in considerazione l'utilizzo di un filo di rame più spesso, del diametro di 0.63 mm.

Sono state esaminate diverse configurazioni nelle quali, una volta stabilita la potenza minima necessaria al controllo a diverse quote, si mirava a trovare il numero di spire necessarie a vincere i disturbi ambientali. A seconda delle condizioni stabilite a priori, sono state quindi dimensionate le nuove spire con filo da 0.63 mm.

Delle diverse configurazioni prese in esame, soltanto un paio si sono rivelate interessanti e i risultati vengono riportati di seguito in questa sezione. Esclusivamente al fine di un confronto con il caso precedente, si è visto che stabilendo come potenza minima i 0.25 W considerati fin'ora e utilizzando il filo da 0.63 mm, risultano sufficienti 14 avvolgimenti per controllare il satellite alla quota di 600 km, mentre sono necessari 28 avvolgimenti per controllarlo alla quota di 400 km. Aumentare la potenza erogata fino a rag-

giungere 1W non permette comunque il controllo a 350 chilometri di quota in nessuno dei due casi.

Risultati interessanti si sono ottenuti invece fissando come potenza minima i 0.15 W. Un numero pari a 23 avvolgimenti consente il controllo a 600 km con soli 0.15 W; all'aumentare della potenza il mantenimento dell'assetto è garantito fino a 400 km, ma a 350 km le spire non riescono a vincere le torsioni di disturbo nemmeno al massimo della potenza.

Per ottenere il controllo a 400 km utilizzando la potenza di 0.15 W sono invece necessari 46 avvolgimenti. In tal caso, aumentando la potenza fino al limite di 1 W è possibile controllare il satellite anche a 350 km di altezza, poiché la torsione prodotta da una spira raggiunge gli 8.27×10^{-6} Nm che è superiore alla torsione aerodinamica il cui valore a questa quota è pari a 6.89×10^{-6} Nm.

Abbassando ulteriormente la potenza a 0.10 W si vede che per ottenere il controllo a 600 km sono necessari 34 avvolgimenti. Anche in questo caso sarà possibile contrastare i disturbi ambientali che si verificano a 350 km di quota già con la potenza di 0.95 W producendo una torsione pari a 6.94×10^{-6} Nm.

Per controllare AtmoCube alla quota di 400 km utilizzando solo 0.10 W di potenza, risultano invece necessari ben 69 avvolgimenti. Il momento magnetico prodotto da una spira con queste caratteristiche fisiche è notevole e, alla potenza di 1 W, raggiunge i 0.45 Am^2 . Alla quota di 350 km tale momento corrisponde a una torsione di 1.01×10^{-5} Nm, ben superiore a quella del *drag* atmosferico. A 300 chilometri di quota, dove il campo geomagnetico vale 2.28×10^{-5} N/Am, i 0.45 Am^2 generano una torsione di 1.04×10^{-5} Nm che risulta inferiore alle torsioni dovute ai disturbi ambientali (pari a 1.66×10^{-5} Nm) e quindi è insufficiente a governare AtmoCube a questa altezza.

Quindi, con l'utilizzo del filo di rame da 0.63 mm di diametro, si è visto che tra le configurazioni considerate è possibile ottenere il controllo di AtmoCube fino alla quota di 350 km nei seguenti casi:

- 34 avvolgimenti
- 46 avvolgimenti
- 69 avvolgimenti.

In nessuno di questi casi la torsione prodotta è sufficiente a vincere le torsioni di disturbo ambientali alle quote di 300 km.

La discriminante è ora rappresentata dal peso. La spira costituita da 34 avvolgimenti pesa 32.2 gr, quella con 46 avvolgimenti pesa 43 gr e quella con 69 pesa ben 65.4 grammi. La spira da 69 avvolgimenti è stata subito scartata a causa della sua massa eccessiva; inoltre essa non apportava un significativo salto di quota nel controllo del satellite.

P [W]	D=0.63 mm, $T_{max} = 3.11 \times 10^{-6}$ Nm			
	N=34		N=46	
	M [Am ²]	T [Nm]	M [Am ²]	T [Nm]
0.10	0.100	2.18×10^{-6}	0.117	2.55×10^{-6}
0.15	0.123	2.68×10^{-6}	0.143	3.12×10^{-6}
0.20	0.142	3.10×10^{-6}	0.166	3.62×10^{-6}
0.25	0.159	3.47×10^{-6}	0.185	4.03×10^{-6}
0.30	0.174	3.79×10^{-6}	0.203	4.43×10^{-6}
0.35	0.188	4.10×10^{-6}	0.219	4.77×10^{-6}
0.40	0.201	4.38×10^{-6}	0.234	5.10×10^{-6}
0.45	0.214	4.67×10^{-6}	0.249	5.43×10^{-6}
0.50	0.225	4.91×10^{-6}	0.262	5.71×10^{-6}
0.55	0.236	5.14×10^{-6}	0.275	6.00×10^{-6}
0.60	0.247	5.38×10^{-6}	0.287	6.26×10^{-6}
0.65	0.257	5.60×10^{-6}	0.299	6.52×10^{-6}
0.70	0.267	5.82×10^{-6}	0.310	6.76×10^{-6}
0.75	0.276	6.02×10^{-6}	0.321	7.00×10^{-6}
0.80	0.285	6.21×10^{-6}	0.332	7.24×10^{-6}
0.85	0.294	6.41×10^{-6}	0.342	7.46×10^{-6}
0.90	0.302	6.58×10^{-6}	0.352	7.67×10^{-6}
0.95	0.311	6.78×10^{-6}	0.361	7.87×10^{-6}
1.00	0.319	6.95×10^{-6}	0.371	8.09×10^{-6}

Tabella 3.6: Confronto tra le torsioni prodotte dalle spire con $N=34$ e $N=46$ ($D=0.63$ mm) a 400 km di quota

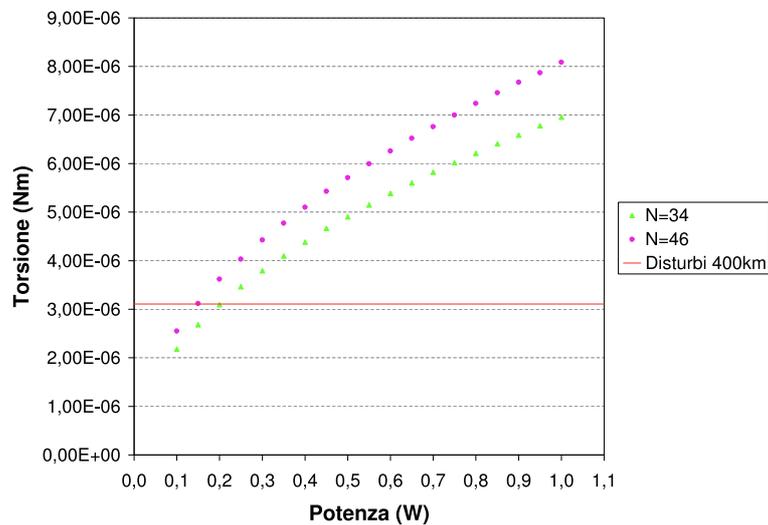


Figura 3.20: Andamento delle torsioni prodotte in funzione della potenza (400 km di quota)

Le due alternative interessanti, che utilizzano il filo da 0.63 mm, rimangono quella da 34 e quella da 46 avvolgimenti. Nella Tabella 3.6 sono riportati i valori del momento magnetico sviluppato dalle due spire in funzione della potenza dissipata e le relative torsioni generate in un campo magnetico di 2.18×10^{-5} N/Am, pari all'intensità del campo geomagnetico alla quota di 400 chilometri. La Figura 3.20 riporta in grafico i dati contenuti nella tabella. Le torsioni dovute ai disturbi ambientali a tale quota sono pari a 3.11×10^{-6} Nm. Si vede che entrambe le spire riescono a vincere la torsione di disturbo; in quella da 34 avvolgimenti è necessario fornire una potenza di 0.25 W, mentre in quella da 46 avvolgimenti sono sufficienti 0.15 W.

Dalla Tabella 3.6 si vede che utilizzando la spira con 34 avvolgimenti, il momento magnetico sviluppato alla potenza di 1 W è di 0.319 Am^2 . Si è calcolato che per poter sviluppare un momento magnetico di pari intensità utilizzando il filo da 0.35 mm di diametro sarebbero necessari ben 111 avvolgimenti. Una spira con queste caratteristiche fisiche peserebbe 32.4 grammi, leggermente di più della spira da 34 avvolgimenti con filo da 0.63 mm e risulterebbe anche notevolmente più ingombrante.

Il confronto

A questo punto è stato fatto un confronto diretto tra le quattro alternative studiate in questo lavoro allo scopo di operare la scelta tra il tipo di filo e il numero di avvolgimenti da utilizzare. Riassumendo, i quattro casi presi in considerazione sono:

- 44 avvolgimenti con filo da 0.35 mm (peso: 12.9 gr)
- 89 avvolgimenti con filo da 0.35 mm (peso: 26.0 gr)
- 34 avvolgimenti con filo da 0.63 mm (peso: 32.2 gr)
- 46 avvolgimenti con filo da 0.63 mm (peso: 43.0 gr).

Si vuole qui riassumere l'andamento della torsione prodotta da ogni spira in funzione della potenza erogata. In particolare, si è interessati a studiare il comportamento di questi sistemi a bassa quota, dove il controllo è più difficile; per questo motivo i dati qui riportati si riferiscono ad un intervallo di potenza piuttosto elevato (da 0.50 a 1 W). La Tabella 3.7 riporta le torsioni generate dalle quattro spire al variare della potenza alla quota di 350 km.

La Figura 3.21 riporta in grafico il comportamento delle quattro spire ed evidenzia il limite di ciascuna di esse. Si noti che per controllare il satellite a 350 km di quota è necessario produrre una torsione superiore a 6.89×10^{-6} Nm, che coincide con la torsione generata dal *drag* atmosferico.

P [W]	D=0.35 mm		D=0.63 mm	
	N=44 T [Nm]	N=89 T [Nm]	N=34 T [Nm]	N=46 T [Nm]
0.50	3.17×10^{-6}	4.50×10^{-6}	5.02×10^{-6}	5.84×10^{-6}
0.55	3.35×10^{-6}	4.73×10^{-6}	5.26×10^{-6}	6.13×10^{-6}
0.60	3.48×10^{-6}	4.95×10^{-6}	5.51×10^{-6}	6.40×10^{-6}
0.65	3.61×10^{-6}	5.15×10^{-6}	5.73×10^{-6}	6.67×10^{-6}
0.70	3.75×10^{-6}	5.33×10^{-6}	5.95×10^{-6}	6.91×10^{-6}
0.75	3.90×10^{-6}	5.53×10^{-6}	6.15×10^{-6}	7.16×10^{-6}
0.80	4.01×10^{-6}	5.71×10^{-6}	6.36×10^{-6}	7.40×10^{-6}
0.85	4.13×10^{-6}	5.89×10^{-6}	6.56×10^{-6}	7.63×10^{-6}
0.90	4.26×10^{-6}	6.04×10^{-6}	6.73×10^{-6}	7.85×10^{-6}
0.95	4.37×10^{-6}	6.22×10^{-6}	6.94×10^{-6}	8.05×10^{-6}
1.00	4.48×10^{-6}	6.38×10^{-6}	7.11×10^{-6}	8.27×10^{-6}

Tabella 3.7: Confronto tra le torsioni prodotte dalle quattro spire a 350 km di quota

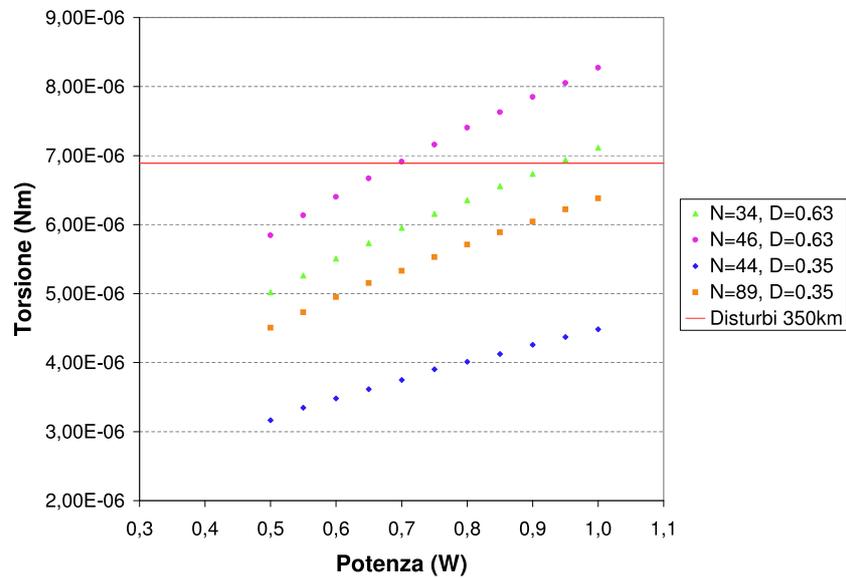


Figura 3.21: Confronto tra le torsioni prodotte dalle quattro spire a 350 km di quota

Nella Figura 3.22 è riportato un confronto diretto tra le torsioni prodotte dalle quattro spire prese in esame e i massimi disturbi ambientali. Il grafico presenta una scala logaritmica sull'asse delle ordinate, assegnato alle torsioni, mentre l'asse delle ascisse esprime la quota dalla superficie terrestre. Si noti che i disturbi aerodinamici crescono esponenzialmente al diminuire dell'altezza e questo rende il controllo a basse quote estremamente difficile, soprattutto per piccoli attuatori magnetici come quelli che potrà ospitare AtmoCube. In particolare, dal grafico si può vedere come il controllo a 300 km di quota sia negato a tutte e quattro le spire, mentre a 350 km le spire da 34 e da 46 avvolgimenti (con filo da 0.63 mm) riescono ancora a contrastare le torsioni di disturbo ambientale.

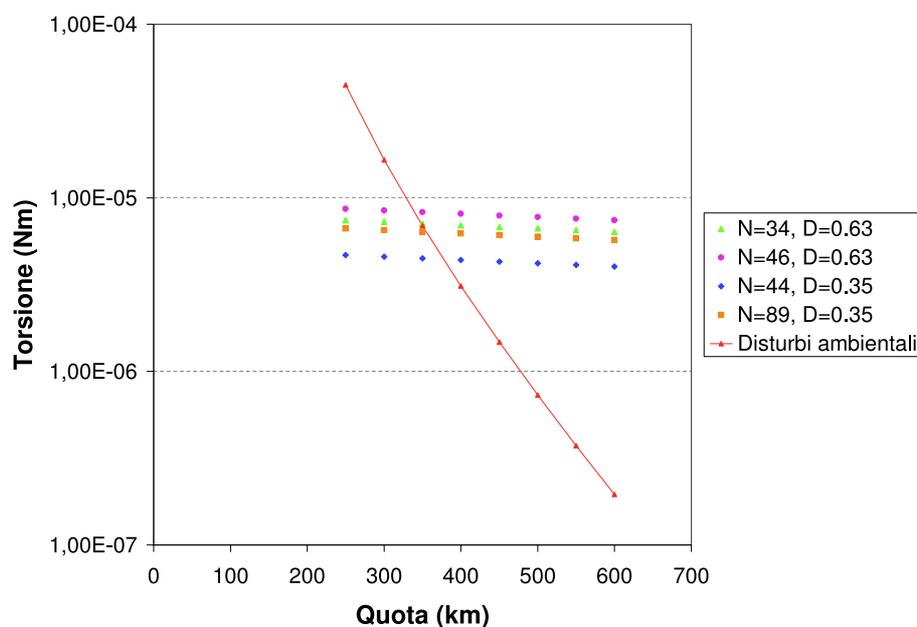


Figura 3.22: Confronto tra le torsioni prodotte dalle quattro spire e il massimo disturbo ambientale, in funzione della quota

Se si considerano le spire da 34 e da 46 avvolgimenti, la differenza di quota nel mantenimento del controllo probabilmente si aggira attorno alla ventina di metri. Una differenza esigua, che, se confrontata con l'inevitabile aumento di peso (pari a 10.8 gr per ogni *magneto torquer*) scoraggia l'utilizzo delle spire da 46 avvolgimenti.

Tra i casi trattati in questo lavoro, il miglior compromesso tra peso minimo e massime prestazioni è quindi rappresentato da un *magneto torquer*

realizzato con filo di rame del diametro di 0.63 mm e costituito da 34 avvolgimenti. Questo attuatore magnetico sarà in grado di controllare il satellite fino ai 350 km di quota nelle peggiori condizioni ambientali possibili, e il controllo si spingerà a altezze più basse in condizioni nominali.

Capitolo 4

Comportamento e taratura del magnetometro

4.1 Il sensore magnetico

Gli attuatori magnetici a bordo di AtmoCube verranno alimentati ogni qual volta i sensori deputati alla determinazione dell'assetto rileveranno una perdita d'orientamento causata dai disturbi ambientali.

Il principale sensore d'assetto montato su AtmoCube, è il magnetometro Honeywell HMC2003. Il suo compito è quello di misurare il campo magnetico locale lungo i tre assi, confrontarlo con i dati provenienti dai modelli e risalire in questo modo all'assetto del satellite. Quando il sensore rileva dei valori che si discostano da quelli attesi, il satellite deve controllare attivamente il proprio assetto: è in questo momento che il software deputato al controllo provvede ad attivare gli attuatori magnetici.

Il sensore magnetico Honeywell HMC2003 è un magnetometro digitale si basa su tre trasduttori indipendenti orientati in modo da fornire le uscite lungo gli assi x, y e z. I trasduttori sono costituiti da una sottile pellicola di NiFe depositata su un substrato di silicone a formare un ponte di Wheatstone. In presenza di un campo magnetico esterno, le caratteristiche magnetoresistive del *permalloy* provoca un cambio nella resistenza del ponte. Il cambiamento in uscita dal trasduttore è convertito in un valore digitale a 16-bit utilizzando un convertitore e un microprocessore interno.

Il sensore, alimentato con una tensione di 12V, è in grado di misurare accuratamente campi magnetici in un range compreso tra i -2 gauss e i $+2$ gauss, con una sensibilità pari a $40 \mu\text{gauss}$. La tensione di output permette di risalire alla misura del campo magnetico, essendo nota la corrispondenza 1V/gauss .

Ad ogni trasduttore è magneticamente accoppiata una *strap* cioè un pic-

colo avvolgimento interno, uno per ogni asse. Alimentando le *strap* attraverso gli appositi pin (Xoff+ e Xoff−, ecc.), è possibile produrre un campo magnetico che influisce sul ponte di Wheatstone. Questa tecnica può essere utilizzata per cancellare gli effetti di campi magnetici ambientali indesiderati.

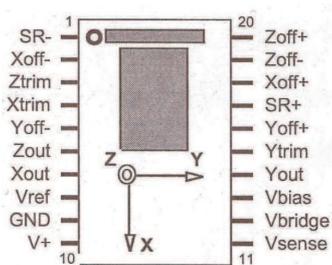


Figura 4.1: *Schema del sensore magnetico HMC2003*

I trasduttori possono essere influenzati da intensi campi magnetici momentanei che possono portare alla degradazione del segnale in uscita. Per eliminare questi effetti e per minimizzare il segnale di output può essere applicata una tecnica che elimina gli effetti della magnetizzazione passata, utilizzando i pin denotati con RS+ e RS- (vedi Figura 4.1). Questa tecnica, che richiede un impulso di circa 3 A, compie un set/reset sulla pellicola di *permalloy*. Il processo di azzeramento è estremamente rapido e ha la durata approssimativa di 1 μ secondo.

4.2 I primi test

I primi test sul magnetometro sono stati effettuati in laboratorio dove è stato misurato il campo magnetico locale. Una prima configurazione del circuito non prevedeva l'utilizzo delle molteplici caratteristiche del sensore magnetico, infatti si è preferito realizzare un circuito semplice che alimentasse in modo stabile il sensore e permettesse di effettuare le misure, senza l'intervento dei pin di set/reset. Il magnetometro è stato alimentato da un alimentatore a 12 V e il suo output era valutato da un multimetro sensibile ai millesimi di volt. È stata costruita una piccola piattaforma girevole sulla quale fissare il circuito del magnetometro e si ha avuto cura di orientare tale piattaforma, dotata di scala graduata, in modo che lo zero del goniometro coincidesse con il nord magnetico. La strumentazione è visualizzata in Figura 4.2

Al variare dell'angolo, sono state misurate le tensioni in uscita dal sensore. Uno *switch* montato sulla scheda del circuito permette di selezionare

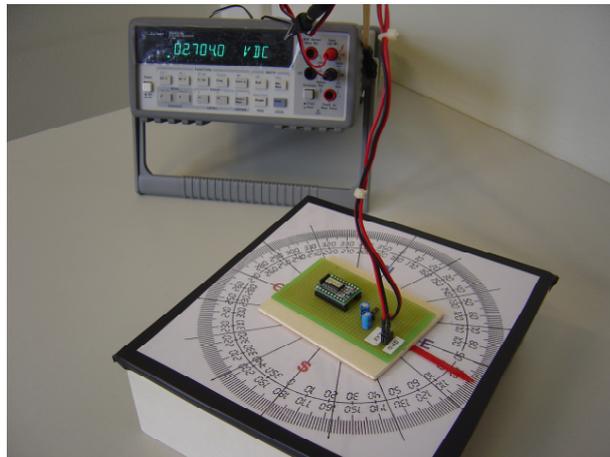


Figura 4.2: *Strumentazione utilizzata per i primi test sul magnetometro*

l'asse del magnetometro lungo il quale viene effettuata la misura. In particolare, venivano confrontati l'output relativo ad un certo angolo ϕ con l'output relativo all'angolo $\phi + 180^\circ$. Il campo magnetico relativo a questi due angoli risulterà uguale, ma di segno opposto; mentre le tensioni di output, a causa della presenza di una certa tensione di offset¹, non presentano questa caratteristica. Per ricavare il valore dell'offset si è proceduto con l'individuare, tra tutte le tensioni in uscita relative ai diversi angoli, il valore massimo e quello minimo (che sono relative ad un certo angolo ϕ e a $\phi + 180^\circ$) e calcolarne il valor medio. L'offset, sottratto dai due valori in uscita dal magnetometro, consente di ricavare la tensione reale prodotta dalla presenza del campo magnetico; la corrispondenza 1 V/gauss permette quindi di risalire al valore della componente del campo magnetico preso in considerazione, lungo quel particolare angolo ϕ . Questa procedura è stata ripetuta gli assi del magnetometro complanari al piano di rotazione. Si noti che non è lecito calcolare l'offset dell'asse ortogonale al piano di rotazione, poiché le tensioni in uscita non presentano differenze significative: infatti il campo magnetico lungo l'asse z, in questo caso, dovrebbe sempre rimanere costante per qualunque rotazione del piano x-y.

La Tabella 4.1 riassume le tensioni in uscita, al variare dell'angolo, lungo i tre assi del magnetometro. Gli offset relativi agli assi x e y risultano

- offset asse x: 2.693 volt
- offset asse y: 2.493 volt

¹L'aggiunta elettronica di una tensione di offset, che è tipicamente compresa tra i 2.3 e i 2.7 V aumenta l'accuratezza e la stabilità delle misure.

ASSE x			
Angolo [°]	Tensione [V]	Angolo [°]	Tensione [V]
0	2,644	180	2,742
20	2,650	200	2,741
40	2,658	220	2,732
45	2,661	225	2,728
60	2,670	240	2,718
80	2,686	260	2,702
90	2,694	270	2,693
100	2,703	280	2,684
120	2,718	300	2,667
135	2,727	315	2,656
140	2,729	320	2,654
160	2,737	340	2,647

ASSE y			
Angolo [°]	Tensione [V]	Angolo [°]	Tensione [V]
0	2,490	180	2,493
20	2,568	200	2,422
40	2,629	220	2,360
45	2,641	225	2,348
60	2,673	240	2,315
80	2,694	260	2,292
90	2,696	270	2,290
100	2,693	280	2,295
120	2,669	300	2,319
135	2,636	315	2,351
140	2,624	320	2,362
160	2,563	340	2,422

ASSE z			
Angolo [°]	Tensione [V]	Angolo [°]	Tensione [V]
0	2,459	180	2,459
20	2,457	200	2,462
40	2,455	220	2,464
45	2,455	225	2,465
60	2,454	240	2,465
80	2,453	260	2,466
90	2,453	270	2,467
100	2,453	280	2,466
120	2,454	300	2,466
135	2,455	315	2,465
140	2,455	320	2,464
160	2,457	340	2,462

Tabella 4.1: *Tensioni di uscita dal magnetometro al variare dell'angolo*

Togliendo gli offset dalle letture del multimetro (relative agli assi com-

Angolo [°]	B_x [gauss]	B_y [gauss]
0	-0,049	-0,003
20	-0,043	0,075
40	-0,035	0,136
45	-0,032	0,148
60	-0,023	0,180
80	-0,007	0,201
90	0,001	0,203
100	0,010	0,200
120	0,025	0,176
135	0,034	0,143
140	0,036	0,131
160	0,044	0,070
180	0,049	0,000
200	0,048	-0,071
220	0,039	-0,133
225	0,035	-0,145
240	0,025	-0,178
260	0,009	-0,201
270	0,000	-0,203
280	-0,009	-0,198
300	-0,026	-0,174
315	-0,037	-0,142
320	-0,039	-0,131
340	-0,046	-0,071

Tabella 4.2: Componenti del campo magnetico al variare dell'angolo

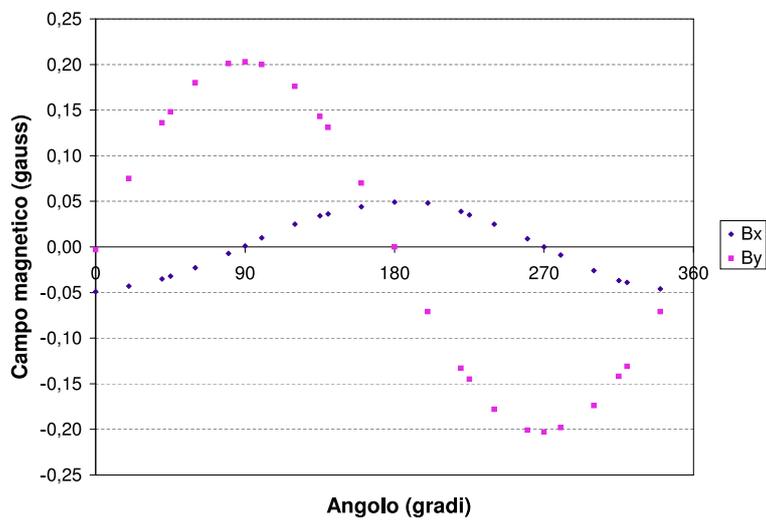


Figura 4.3: Andamento delle componenti del campo magnetico

planari al piano di rotazione) e sapendo che a 1 volt corrisponde 1 gauss, sono state ricavate le componenti x e y del campo magnetico locale. La Tabella 4.2 ne riassume i valori.

Il grafico riportato in Figura 4.3 esprime l'andamento delle due componenti in funzione dell'angolo. L'impossibilità di ricavare un valore di offset accettabile per l'asse z ha reso impossibile ricavare i valori del campo magnetico lungo l'asse z.

È invece ben evidente un andamento sinusoidale dei tracciati relativi a B_x e a B_y , cioè delle componenti tangenziali del campo magnetico. Inoltre, com'era facile aspettarsi, quando il campo magnetico è massimo lungo la direzione x (cioè lungo la direzione del polo magnetico), risulta nullo lungo l'asse y. Quindi, a causa della simmetria del campo magnetico terrestre, esiste uno sfasamento di 90° tra le due componenti tangenziali. Per lo stesso motivo, il valore massimo lungo l'asse x ottenuto per l'angolo α deve coincidere con il valore massimo lungo y ottenuto per l'angolo $\alpha + 90^\circ$. Come si vede in Figura 4.3, i valori di picco delle due curve non coincidono, ma differiscono di circa un fattore 4. Questo significa che i due assi del magnetometro presentano una diversa sensibilità quando vengono sottoposti allo stesso campo magnetico. Affinché lo strumento fornisca delle misure autoconsistenti è necessario eliminare questo fattore di scala che mina inevitabilmente l'affidabilità dei risultati ottenuti.

4.3 La modifica del circuito

Per eliminare il problema della diversa sensibilità riscontrata durante i primi test sullo strumento, il circuito è stato implementato introducendo la parte elettronica relativa al set/reset. Attivare il set/reset prima di un ciclo di misure permette di cancellare la storia della passata magnetizzazione del sensore e porta quindi i tre assi del magnetometro alla stessa sensibilità². Inoltre è stata abbassata la tensione in uscita dal sensore per consentire l'utilizzo di un tester mantenendo una precisione al millesimo di volt. Per l'alimentazione del sistema si è costruito uno stabilizzatore di tensione (che prevede l'utilizzo di due pile da 9 V) per rendere lo strumento indipendente dalla corrente di rete e quindi utilizzabile all'aperto.

Il circuito così modificato è in grado di fornire una lettura coerente delle componenti del campo magnetico locale. Per verificare i dati rilevati dal sensore HMC2003 si è reso necessario il confronto con le rilevazioni di uno

²La sensibilità di ciascun asse del magnetometro è direttamente collegata al grado di magnetizzazione della *strap* legata ad esso. Portare le *strap* allo stesso livello di magnetizzazione collegandole in serie e sottoponendole ad una corrente esterna equivale a portare allo stesso grado di sensibilità i tre assi del sensore.

strumento già tarato. Il magnetometro utilizzato come riferimento assoluto è gentilmente stato concesso dal Dipartimento di Scienze Geologiche Ambientali e Marine dell'Università di Trieste e la rilevazione, effettuata all'aperto e lontano da masse metalliche, ha fornito la misura del modulo di \mathbf{B} . Il valore è risultato essere

$$B = 0.474 \text{ gauss}$$

ed è stato usato come valore di riferimento.

Contemporaneamente e nelle stesse condizioni è stata effettuata una misura con il magnetometro HMC2003 posizionato con l'asse z verso il nadir e l'asse y verso nord. Le tensioni in uscita sono risultate essere

Angolo [°]	Tensione x [V]	Tensione y [V]	Tensione z [V]
0	0.081	0.149	0.376

Quando saranno noti gli offset relativi a tutti e tre gli assi del sensore, sarà possibile risalire alle tre componenti del campo magnetico. In questo modo si riuscirà a trovare il modulo di \mathbf{B} che andrà confrontato con la lettura (effettuata nello stesso istante e alle stesse condizioni) del magnetometro del Dipartimento di Scienze Geologiche.

Nello stesso sito, ma in condizioni leggermente diverse (non era più presente il magnetometro del Dipartimento di Scienze Geologiche), è stato quindi effettuato un secondo test sul sensore avendo cura di utilizzare il circuito di set/reset prima di iniziare le misure. Il sensore era posizionato in modo tale che l'asse z puntasse verso il nadir e l'asse y (nella posizione 0 gradi) fosse in direzione nord. Le tensioni in uscita dai tre canali e il calcolo dei relativi valori di offset sono riportati nella Tabella 4.3. Si noti come gli offset siano notevolmente inferiori rispetto al caso precedente; questo è dovuto al fatto che la tensione in uscita dal sensore è stata elettronicamente abbassata per consentire la lettura dei dati per mezzo di un semplice tester. I valori delle due componenti del campo magnetico complanari al piano di rotazione sono raccolti nella Tabella 4.4 e il loro andamento è stato graficato in Figura 4.4.

Il gap esistente tra i due valori massimi lungo gli assi x e y, osservato durante i primi test sullo strumento, è sostanzialmente scomparso: l'operazione di set/reset ha effettivamente reso ugualmente sensibili gli assi x e y del magnetometro.

Il passo successivo è quello di verificare che la procedura di set/reset ha eliminato i fattori di scala da tutti gli assi del magnetometro, ovvero che le coppie di assi x-y, x-z e y-z abbiano la medesima sensibilità. Per fare ciò,

ASSE x			
Angolo [°]	Tensione [V]	Angolo [°]	Tensione [V]
0	0,073	180	0,096
20	0,008	200	0,168
40	-0,048	220	0,238
45	-0,060	225	0,251
60	-0,088	240	0,276
80	-0,117	260	0,296
90	-0,122	270	0,302
100	-0,119	280	0,298
120	-0,091	300	0,277
135	-0,050	315	0,245
140	-0,041	320	0,227
160	0,022	340	0,163

ASSE y			
Angolo [°]	Tensione [V]	Angolo [°]	Tensione [V]
0	0,143	180	-0,271
20	0,127	200	-0,244
40	0,088	220	-0,196
45	0,075	225	-0,183
60	0,030	240	-0,137
80	-0,043	260	-0,074
90	-0,078	270	-0,037
100	-0,117	280	-0,001
120	-0,182	300	0,063
135	-0,223	315	0,100
140	-0,230	320	0,110
160	-0,261	340	0,138

ASSE z			
Angolo [°]	Tensione [V]	Angolo [°]	Tensione [V]
0	0,383	180	0,378
20	0,384	200	0,373
40	0,379	220	0,373
45	0,380	225	0,378
60	0,380	240	0,375
80	0,385	260	0,375
90	0,388	270	0,373
100	0,384	280	0,373
120	0,382	300	0,370
135	0,376	315	0,374
140	0,377	320	0,376
160	0,377	340	0,380

Tabella 4.3: Tensioni di uscita dal magnetometro al variare dell'angolo

Angolo [°]	B_x [gauss]	B_y [gauss]
0	-0,017	0,207
20	-0,082	0,191
40	-0,138	0,152
45	-0,150	0,139
60	-0,178	0,094
80	-0,207	0,021
90	-0,212	-0,014
100	-0,209	-0,053
120	-0,181	-0,118
135	-0,140	-0,159
140	-0,131	-0,166
160	-0,068	-0,197
180	0,006	-0,207
200	0,078	-0,180
220	0,148	-0,132
225	0,161	-0,119
240	0,186	-0,073
260	0,206	-0,010
270	0,212	0,027
280	0,208	0,063
300	0,187	0,127
315	0,155	0,164
320	0,137	0,174
340	0,073	0,202

Tabella 4.4: Componenti del campo magnetico al variare dell'angolo

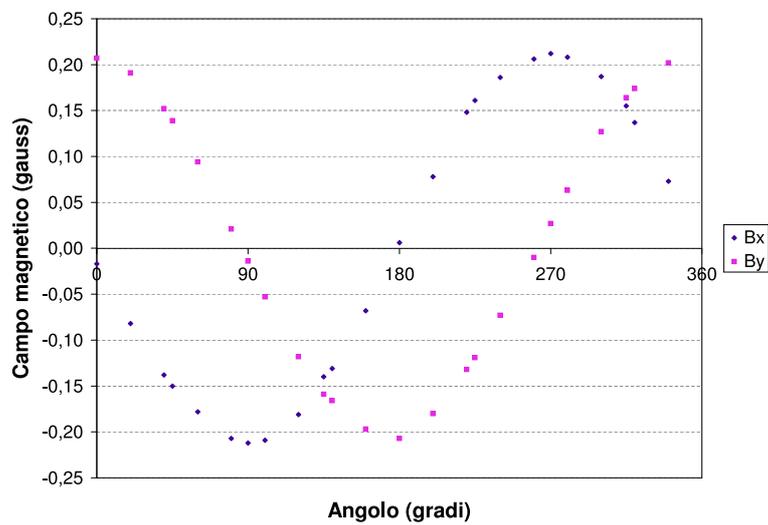


Figura 4.4: Andamento delle componenti del campo magnetico

sono stati apportati dei cambiamenti alla struttura meccanica sulla quale era fissato il magnetometro. In particolare, si è pensato di costruire un piccolo cubo al cui centro fosse localizzato il sensore, in modo tale che i suoi assi x,y e z coincidessero con gli assi del cubo stesso. Questa struttura cubica, fissata alla piattaforma girevole, ha il vantaggio di permettere la scelta dell'asse del cubo attorno al quale far ruotare il sensore, selezionando, di volta in volta, il piano x-y, x-z o y-z come piano complanare alla superficie terrestre (e quindi come piano di rotazione).

In questo modo, il ragionamento fatto per la coppia di assi x-y si è potuto ripetere per le coppie x-z e y-z. In particolare, una volta scelto il piano di rotazione (ovvero la faccia del cubo appoggiata alla piattaforma girevole), le due sinusoidi relative ai due assi che definiscono il piano di rotazione devono essere traslate di 90° tra di loro. Inoltre, se esse presentano la stessa ampiezza significa che il set/reset ha effettivamente reso ugualmente sensibili gli assi presi in considerazione.

4.3.1 La verifica

Per effettuare questa importante verifica, si è deciso di effettuare un ciclo completo di misure in una postazione aperta e lontana il più possibile da sorgenti elettromagnetiche. Il sito prescelto si trova nelle vicinanze dell'Osservatorio Astronomico di Basovizza.

L'utilizzo della nuova struttura cubica ha permesso di raccogliere tre set completi di misure relativi alle seguenti configurazioni:

- asse z verso lo zenit & asse x (a 0°) verso nord
- asse x verso lo zenit & asse z (a 0°) verso nord
- asse y verso il nadir & asse z (a 0°) verso nord

Quindi, per ogni set di misure, sono stati raccolti gli output relativi agli assi x, y e z al variare dell'angolo di rotazione attorno al vettore nadir. In Figura 4.5 sono illustrate due delle tre configurazioni utilizzate, ed è ben visibile la struttura cubica che ha permesso questa verifica.

I grafici riportano i risultati ottenuti. In particolare, la Figura 4.6 si riferisce alla prima delle tre configurazioni in cui il piano di rotazione coincide con il piano definito dai vettori x e y. Come già riscontrato nel secondo test dello strumento, le due curve relative agli assi x e y risultano traslate di 90° e il loro valore di picco è sostanzialmente uguale, segno che i due assi hanno la stessa sensibilità.

La Figura 4.7 è riferita alla seconda configurazione. In questo caso, la rotazione avviene sul piano y-z, quindi si sta testando la sensibilità dell'asse

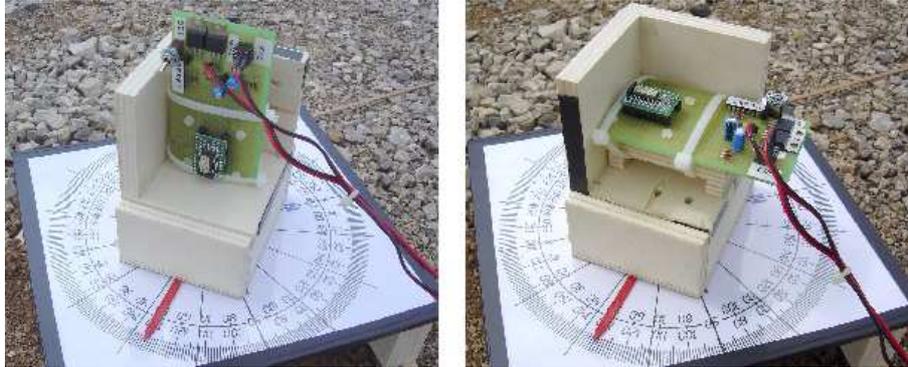


Figura 4.5: Due delle tre diverse posizioni del sensore magnetico

y rispetto a quella dell'asse z. Anche qui i risultati sono confortanti: le due curve sono sostanzialmente uguali e sfasate di 90° , segno che anche gli assi y e z reagiscono in modo uguale quando vengono sottoposti al medesimo campo magnetico.

Per completezza, anche se ormai la corrispondenza doveva essere soddisfatta, si sono effettuate le misure della terza configurazione che prevede la rotazione attorno al piano definito dai vettori x e z. In Figura 4.8 sono riportati gli andamenti delle tre curve e ancora una volta è evidente che non ci sono più fastidiosi fattori di scala a minare le letture del sensore magnetico.

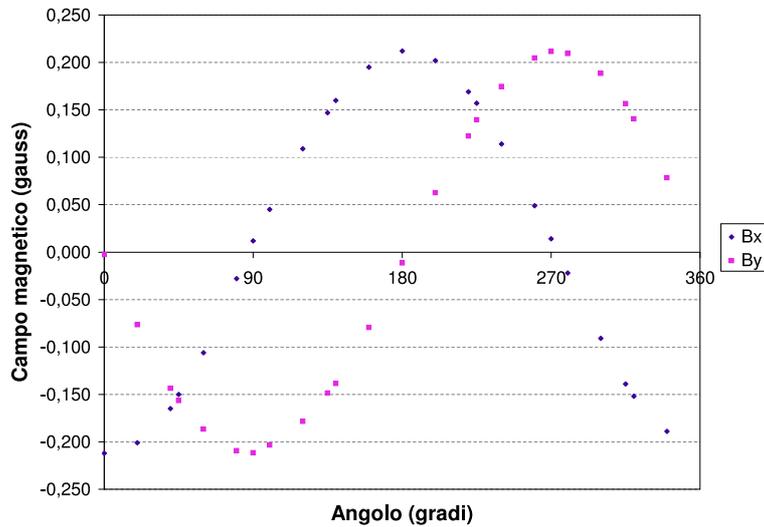


Figura 4.6: Componenti del campo magnetico nella prima configurazione: z verso lo zenit & x (a 0°)

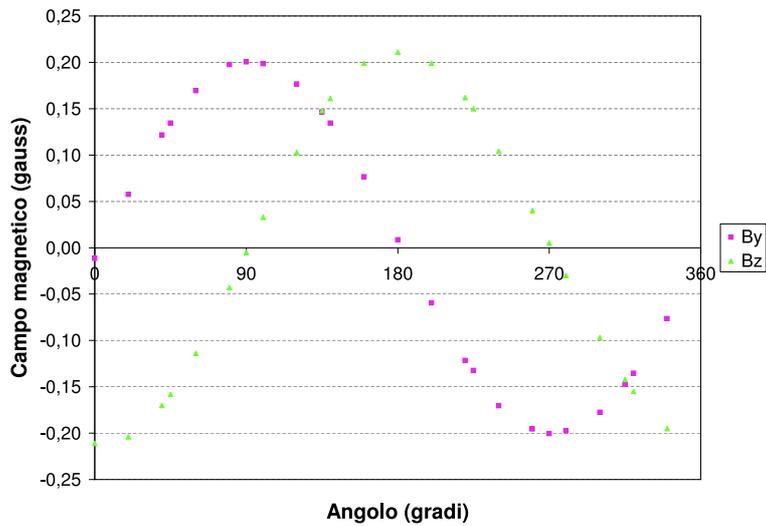


Figura 4.7: Componenti del campo magnetico nella seconda configurazione: x verso lo zenit e z (a 0°)

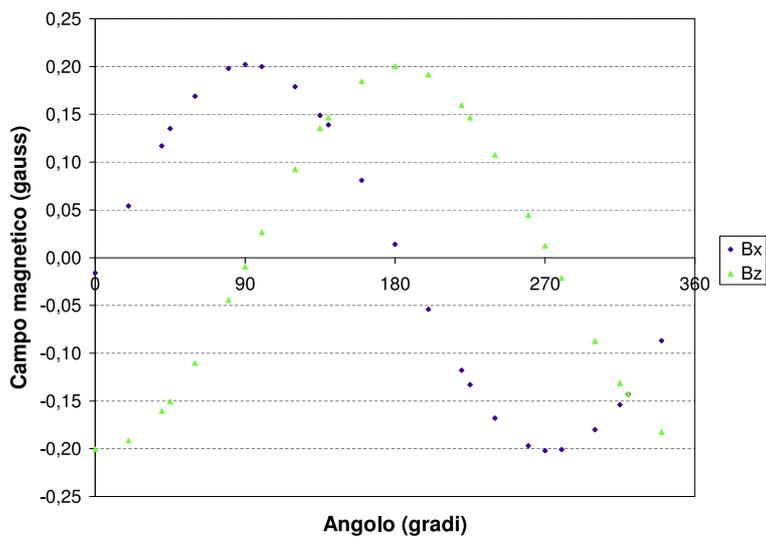


Figura 4.8: Componenti del campo magnetico nella terza configurazione: y verso il nadir e z (a 0°)

Grazie a questo confronto si è verificato che i tre assi del magnetometro, una volta portati nelle stesse condizioni iniziali attraverso un ciclo di set/reset, si comportano esattamente nella stessa maniera e con la stessa efficienza. Questo rende l'HMC2003 un valido strumento di misura che, una volta ver-

ificata la sua taratura, fornirà una misura assoluta delle tre componenti del campo magnetico nel quale sarà immerso.

Le tre configurazioni qui analizzate si riferiscono al sensore posizionato in modo tale che gli assi x, y e z, a turno, si trovino lungo la direzione del nadir. Questo ha permesso di ricavare due stime degli offset relativi ai tre assi. In particolare, quando l'asse x è puntato verso lo zenit, è possibile avere una stima dell'offset relativo agli assi y e z, quando l'asse y è puntato verso lo zenit, si possono stimare gli offset relativi a x e z, quando l'asse z è puntato verso lo zenit, è possibile avere una stima dell'offset relativo agli assi x e y.

Nella Tabella 4.5 i due valori di offset sono denotati da off_1 e off_2 , mentre la dicitura "offset" esprime la media tra la coppia di misure e " σ_{offset} " è l'errore calcolato come $\frac{1}{2} |off_1 - off_2|$.

Asse	off_1	off_2	offset	σ_{offset}
x	0,079	0,086	0,083	0,004
y	-0,101	-0,091	-0,096	0,005
z	-0,010	-0,013	-0,011	0,002

Tabella 4.5: *Stima del miglior offset per i tre assi*

In questo modo sarà possibile effettuare una stima delle tre componenti del campo magnetico dalle quali se ne potrà calcolare il modulo. Le Tabelle 4.6, 4.7 e 4.8 si riferiscono alle tre diverse configurazioni studiate e riassumono i valori delle componenti e del modulo di \mathbf{B} . Si vede come i valori del modulo del campo magnetico risultino in generale molto simili tra loro e in particolare lo siano ancora di più all'interno di ogni configurazione. Calcolando la media e la deviazione standard di tali valori per ciascuno dei tre set di misure (denotate con i pedici 1, 2 e 3), si ottengono i seguenti risultati espressi in gauss

B_1	σ_1	B_2	σ_2	B_3	σ_3
0.448	0.009	0.446	0.007	0.451	0.011

Il risultato ottenuto mediando i 72 valori di $|\mathbf{B}|$ e calcolandone la deviazione standard è

$$B = 0.448 \pm 0.009 \text{ gauss.}$$

Quindi 0.009 è l'errore associato alle misure e risulta essere pari al 2%. Valutando la media pesata dei valori medi del campo magnetico totale nei tre set di misura, il valore medio non cambia.

z(zenit), x(nord)				
Angolo [°]	B_x [gauss]	B_y [gauss]	B_z [gauss]	B [gauss]
0	-0,216	-0,007	0,399	0,454
20	-0,205	-0,081	0,395	0,452
40	-0,169	-0,148	0,389	0,449
45	-0,154	-0,161	0,388	0,447
60	-0,110	-0,191	0,385	0,444
80	-0,032	-0,214	0,382	0,439
90	0,008	-0,216	0,374	0,432
100	0,041	-0,208	0,374	0,430
120	0,105	-0,183	0,378	0,433
135	0,143	-0,153	0,380	0,434
140	0,156	-0,143	0,385	0,439
160	0,191	-0,084	0,390	0,442
180	0,208	-0,016	0,395	0,447
200	0,198	0,058	0,401	0,451
220	0,165	0,118	0,405	0,453
225	0,153	0,135	0,406	0,454
240	0,110	0,170	0,407	0,455
260	0,045	0,200	0,409	0,457
270	0,010	0,207	0,409	0,459
280	-0,026	0,205	0,408	0,457
300	-0,095	0,184	0,408	0,458
315	-0,143	0,152	0,405	0,456
320	-0,156	0,136	0,404	0,454
340	-0,193	0,074	0,400	0,450

Tabella 4.6: Componenti e modulo del campo magnetico nella prima delle tre configurazioni: asse z verso lo zenit e asse x (a 0°) verso nord

x(zenit), z(nord)				
Angolo [°]	B_x [gauss]	B_y [gauss]	B_z [gauss]	B [gauss]
0	0,390	-0,006	-0,210	0,443
20	0,393	0,063	-0,203	0,447
40	0,397	0,127	-0,169	0,450
45	0,397	0,140	-0,157	0,449
60	0,401	0,175	-0,113	0,452
80	0,401	0,203	-0,042	0,451
90	0,402	0,206	-0,004	0,452
100	0,402	0,204	0,034	0,452
120	0,403	0,182	0,104	0,454
135	0,402	0,152	0,149	0,455
140	0,402	0,140	0,162	0,455
160	0,400	0,082	0,200	0,455
180	0,399	0,014	0,212	0,452
200	0,398	-0,054	0,200	0,449
220	0,396	-0,116	0,163	0,444
225	0,396	-0,127	0,151	0,442
240	0,394	-0,165	0,105	0,440
260	0,391	-0,190	0,041	0,437
270	0,391	-0,195	0,006	0,437
280	0,390	-0,192	-0,029	0,436
300	0,390	-0,172	-0,096	0,437
315	0,391	-0,142	-0,141	0,439
320	0,392	-0,130	-0,154	0,441
340	0,393	-0,071	-0,194	0,444

Tabella 4.7: Componenti e modulo del campo magnetico nella seconda delle tre configurazioni: asse x verso lo zenit e asse z (a 0°) verso nord

y(nadir), z(nord)				
Angolo [°]	B_x [gauss]	B_y [gauss]	B_z [gauss]	B [gauss]
0	-0,013	-0,407	-0,202	0,455
20	0,057	-0,402	-0,193	0,450
40	0,120	-0,396	-0,162	0,444
45	0,138	-0,392	-0,152	0,443
60	0,172	-0,388	-0,112	0,439
80	0,201	-0,385	-0,046	0,437
90	0,205	-0,383	-0,011	0,435
100	0,203	-0,386	0,025	0,437
120	0,182	-0,387	0,091	0,437
135	0,152	-0,390	0,134	0,439
140	0,142	-0,390	0,145	0,440
160	0,084	-0,398	0,183	0,446
180	0,017	-0,403	0,199	0,450
200	-0,051	-0,408	0,190	0,453
220	-0,115	-0,413	0,158	0,457
225	-0,130	-0,413	0,145	0,457
240	-0,165	-0,417	0,106	0,461
260	-0,194	-0,419	0,043	0,464
270	-0,199	-0,423	0,011	0,468
280	-0,198	-0,423	-0,023	0,468
300	-0,177	-0,419	-0,089	0,463
315	-0,151	-0,418	-0,133	0,464
320	-0,140	-0,418	-0,144	0,464
340	-0,084	-0,415	-0,184	0,462

Tabella 4.8: Componenti e modulo del campo magnetico nella terza delle tre configurazioni: asse y verso il nadir e asse z (0°) verso nord

4.4 Verifica della taratura

Per verificare la taratura del sensore magnetico è necessario confrontare il valore di riferimento pari a 0.474 gauss, misurato con lo strumento del Dipartimento di Scienze Geologiche, con i dati raccolti nelle stesse condizioni. Sottraendo gli offset appena ricavati dai valori in uscita dal sensore, si può risalire alle tre componenti del campo magnetico. La tabella seguente raccoglie i risultati ottenuti.

V_x (volt)	V_y (volt)	V_z (volt)	B_x (gauss)	B_y (gauss)	B_z (gauss)
0.081	0.149	0.376	-0.002	0.245	0.389

A questo punto, dalla radice della somma dei quadrati delle tre componenti, è possibile fare una stima del modulo del campo magnetico. Oltre all'errore del 2% già considerato, va tenuto conto di un ulteriore errore sistematico causato dalle variazioni dei valori di offset. Questo errore è stato stimato considerando l'errore quadratico medio degli offset, cioè $\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$, che risulta essere pari a 0.006, ovvero all'1.3%. Il risultato ottenuto, comprendendo gli errori derivanti dagli offset e l'errore statistico, risulta quindi essere

$$B = 0.460 \pm 0.012 \text{ gauss.}$$

Il valore ottenuto non è molto lontano da quello rilevato dallo strumento del Dipartimento di Scienze Geologiche, infatti

$$\Delta = \frac{0.474 - 0.460}{0.012} = 1.2$$

Il valore di riferimento ricade quindi a 1.2σ di distanza dalla misura compiuta in contemporanea dal sensore HMC2003.

Il magnetometro HMC2003 è risultato essere uno strumento sensibile alle piccole variazioni del campo magnetico ed essendo in grado di compiere misure sui tre assi con rapidità ed efficienza, risulterà un prezioso e potente strumento per la determinazione dell'assetto di AtmoCube.

Conclusioni

Lo scopo di questa tesi è lo studio del sistema di assetto del satellite AtmoCube. In particolare ci si è concentrati sul sistema magnetico del controllo basato sull'utilizzo dei *magneto torque*.

AtmoCube, un nano-satellite di forma cubica illustrato in Figura 4.9, rappresenterà un sistema innovativo per lo studio dell'atmosfera terrestre a quote inferiori ai 600 km. La sua strumentazione scientifica ha lo scopo di produrre una mappa precisa sia del campo magnetico terrestre che del flusso di radiazione incidente sul dosimetro montato a bordo.



Figura 4.9: *Il satellite AtmoCube*

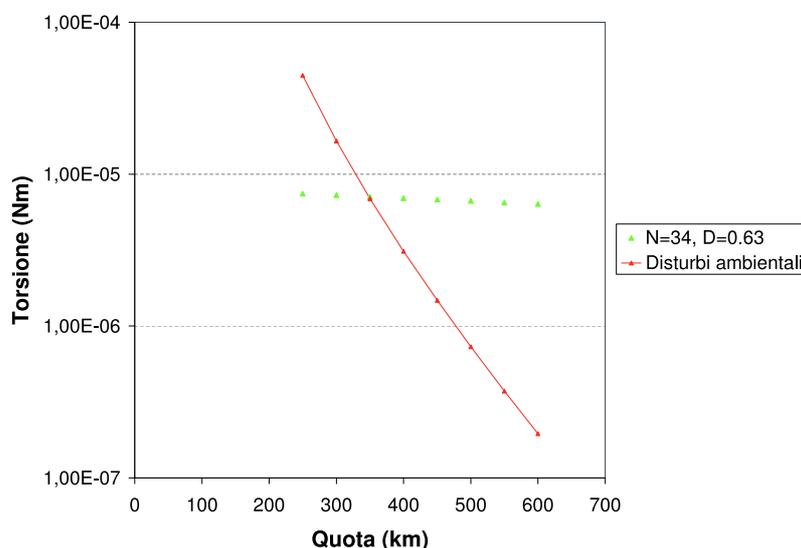
L'analisi è stata sviluppata in due fasi.

Durante la prima fase si è analizzato il funzionamento e il dimensionamento del sistema a *magneto torque*. Il sistema di controllo di assetto di AtmoCube sarà costituito da due attuatori magnetici uguali, posizionati su due facce ortogonali del cubo, e da un ulteriore sistema a *gravity gradient*, di stabilizzazione passiva, posizionato sulla faccia in direzione del nadir. In particolare si è studiato come ottimizzare la struttura della bobina del sistema (spessore del filo e numero di spire) per ottenere il massimo momento torcente restando nei limiti di peso e potenza imposti da AtmoCube.

I risultati ottenuti hanno portato alla scelta di una bobina quadrata (di lato pari a 8.5 cm) con filo di rame da 0.63 mm di diametro e costituita da

34 avvolgimenti. Tali risultati sono consistenti con i valori già utilizzati nel contesto di altri progetti CubeSat. In tal modo, dovrebbe essere possibile mantenere l'assetto del satellite fino ad una quota di 350 chilometri, fornendo al sistema una potenza di 1 watt, pari alla potenza massima disponibile in AtmoCube.

Il grafico seguente riporta un confronto diretto tra la torsione prodotta da una bobina con le caratteristiche menzionate e i massimi disturbi ambientali: la perdita del controllo si verifica al di sotto dei 350 km. Da notare che tali calcoli sono stati effettuati nel peggior caso possibile, ovvero in condizioni di massimo solare. Nel caso di minimo solare, il disturbo ambientale (legato principalmente all'attrito atmosferico) si riduce di un ordine di grandezza.



Durante la seconda fase, seguita all'acquisto del magnetometro HMC2003, si sono effettuate le misure per analizzare le caratteristiche dello strumento al fine di valutare la sua affidabilità come sensore magnetico da affiancare ai *magneto torque*. Dopo alcuni test, utili alla comprensione del funzionamento del magnetometro e del suo circuito di controllo, si è verificato che le misure effettuate sui tre assi sono fra loro consistenti.

È stata costruita una struttura cubica capace di far ruotare il sensore su di un piano prescelto e parallelo a due dei tre assi del magnetometro. Al variare dell'angolo, le letture in uscita dal sensore consentono di risalire alle componenti del campo magnetico parallele al piano di rotazione. Le misure sono state effettuate sui piani x-y, y-z e x-z e i grafici seguenti ne illustrano gli andamenti.

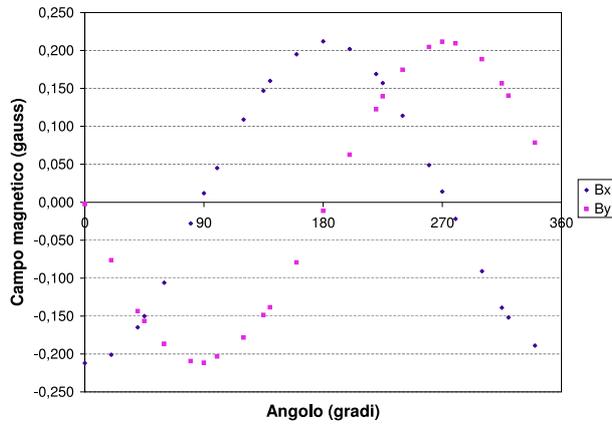


Figura 4.10: Componenti di B nel caso: z verso lo zenit e x (a 0°) verso nord

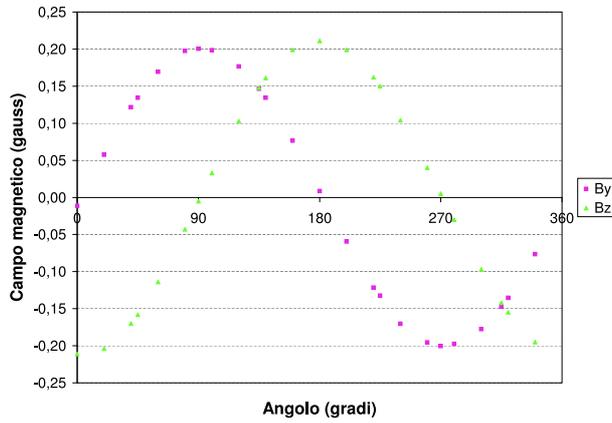


Figura 4.11: Componenti di B nel caso: x verso lo zenit e z (a 0°) verso nord

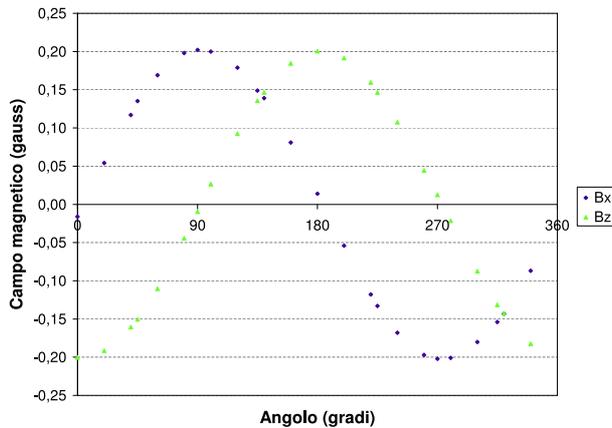
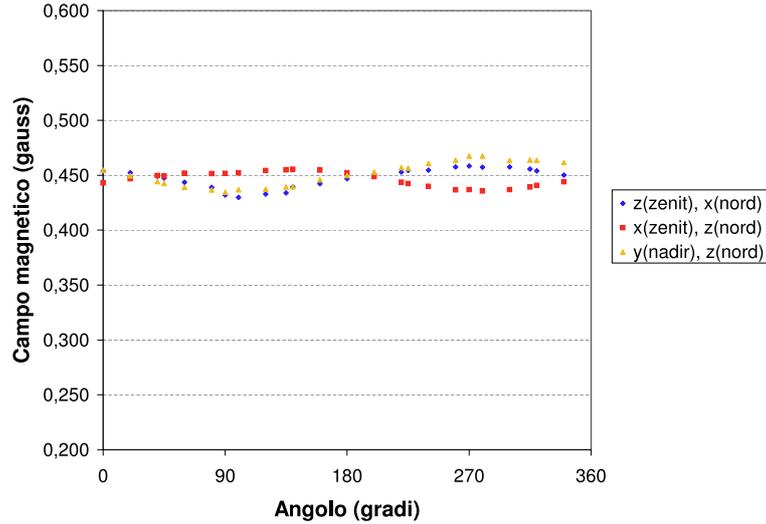


Figura 4.12: Componenti di B nel caso: y verso il nadir e z (a 0°) verso nord

Queste misure hanno permesso di valutare il modulo del campo magnetico nelle tre diverse configurazioni e di verificare che i suoi valori si mantengono pressoché costanti.



La strumentazione utilizzata per i test, non perfettamente rigida soprattutto nelle fasi di spostamento delle facce del cubo di test, ha introdotto un errore sistematico che modula il valore assoluto del campo magnetico in funzione dell'angolo di misura.

Infine è stata effettuata una misura di taratura utilizzando un magnetometro calibrato, fornito dal Dipartimento di Scienze Geologiche Ambientali e Marine. I valori forniti dai due sistemi risultano compatibili entro 1.2σ :

$$B_{rif} = 0.474 \text{ gauss}$$

$$B_{HMC2003} = (0.460 \pm 0.012) \text{ gauss}$$

Il magnetometro HMC2003 sembra quindi essere adatto all'utilizzo a bordo di AtmoCube, non solo per le sue dimensioni e peso ridotti, ma anche per la sua sensibilità.

Migliorando il sistema di misura e test, in un prossimo futuro si pensa di riuscire a raggiungere la sensibilità nominale del sensore magnetico, dichiarata essere di $40 \mu\text{gauss}$. Tale valore risulta compatibile con le variazioni del campo magnetico a cui sarà soggetto AtmoCube durante la sua missione e seguendo i suoi scopi scientifici "Per misurare le variazioni del

campo magnetico dovute a effetti di attività solare, il magnetometro dovrà essere in grado di misurare differenze inferiori a 0.0018 gauss” [2].

Bibliografia

- [1] AA.VV. *Space Missions Analysis and Design*, volume Second Edition. W.J.Larson, J.R.Wertz.
- [2] V. Alberti. Il campo magnetico terrestre misurato dal satellite AtmoCube. *Tesi di Laurea in Fisica, Università degli Studi di Trieste*, 2004.
- [3] C.Schrodenger. *Guidance, Navigation and Control*.
- [4] M.Hilstad G.Hwee E.Charlson, F.Forouhar. Attitude Determination and Control. *Preliminary Design Review*, 1999.
- [5] T.Jeans G.J.Weels, L.Stras. Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1). *University of Toronto Institute For Aerospace Studies*.
- [6] G.Mengali. *Meccanica del volo spaziale*.
- [7] A.S.Moore S.Nakasuka R.J.Twiggs H.Heidt, J.Puig-Suari. CubeSat: A new Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation. *SSC00-V-5*.
- [8] K.L.Makovec. A Nonlinear Magnetic Controller for Tree-Axis Stability of Nanosatellites. *Department of Aerospace Engineering, Virginia University*, 1996.
- [9] K.Svartveit K.Magne Fauske, F.Indergaard. Design Document for the ADCS subsystem.
- [10] K.Svartveit. Attitude Determination of the NCUBE satellite. *Department of Engineering Cybernetics*, 2003.
- [11] A.Shiryaev M.Psiaki M.Guelman, R.Waller. Design and Testing of Magnetic Controllers for a Satellite Stabilization. *Cornell University*.

- [12] G.Rodgers E.Tapio G.Tran K.Jackson R.Twiggs M.Long, A.Lorentz. A CubeSat Derived Design for a Unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection. *Stanford University, Aeronautics and Astronautics*.
- [13] S.K.Nampernumal. Attitude Determination and Control System. *Department of Control Engineering, Aalborg University, 2002*.
- [14] M.Capmbell S.Waydo, D.Henry. CubeSat Design for LEO-Based Earth Science Missions. *University of Washington, Department of Aeronautics and Astronautics, 2002*.
- [15] M.Blanke T.Bak, R.Wisniewski. Autonomous Attitude Determination and Control System for the Orsted Satellite. *Department of Control Engineering, Aalborg University, 1996*.
- [16] M.Blanke A.Astolfi K.Spindler T.Bak, R.Wisniewski. *Satellite Attitude Control Problem*. Springer Verlag.
- [17] M.K.Frederiksen T.Graversen. Attitude Control System for AAU CubeSat. *Aalborg University, 2002*.
- [18] Sito web. <http://cubesat.calpoly.edu/index.html>.
- [19] Sito web. http://geomag.usgs.gov/igrf_images.html.
- [20] Sito web. <http://www.cubesat.auc.dk/>.
- [21] Sito web. http://www.physics.sjsu.edu/facstaff/becker/physics51/mag_field.htm.
- [22] Sito web. www.newark.com/r2a_base/smp/honeywell/hmc2003.pdf.
- [23] Sito web. www.ssec.honeywell.com/magnetic/datasheets/an200.pdf.
- [24] Sito web. www.ssec.honeywell.com/magnetic/datasheets/an201.pdf.
- [25] Sito web. www.ssec.honeywell.com/magnetic/datasheets/an202.pdf.
- [26] Sito web. www.ssec.honeywell.com/magnetic/datasheets/an203.pdf.
- [27] Y.Hashida W.Steyn. An Attitude Control System for a Low-Cost Earth Observation Satellite with Orbit Maintenance Capability. *Surrey Space Center, University of Surrey*.
- [28] F.Bernelli Zazzera. Meccanica del volo spaziale 2. *Pplitecnico di Milano, Appunti del corso*.

Ringraziamenti

Un sincero ringraziamento alla Dott.ssa Gregorio per la sua pazienza e totale disponibilità, ma soprattutto per essere riuscita a spronarmi con il suo incontestabile ottimismo. Un doveroso riconoscimento va anche al Prof.Giannini e al Prof.Pipan per essersi interessati al progetto.

Un grazie a Fabio (senza di lui il circuito sarebbe ancora a pezzi!) e a Xenja, Claudio, Giordano, Gus, Simone... che con consigli, discussioni e supporto informatico, mi hanno aiutata nella realizzazione di questo lavoro.

Un grazie va alla mia famiglia, tutta, per aver creduto in me, per avermi sostenuta, ognuno a modo suo, e per aver atteso con pazienza questo momento.

Un ringraziamento particolare lo riservo a due persone veramente speciali che mi sono state vicine nel corso di tutto questo periodo... e non solo. Grazie a Giuliano, per avermi incoraggiata, scossa e trascinata fuori quando ne avevo bisogno. E grazie a Elisa, che con la sua sensibilità, conforto e capacità di “leggermi”, senza mai giudicare, mi fa respirare aria di famiglia.

Indice

1	Il progetto AtmoCube	2
1.1	AtmoCube	2
1.2	L'atmosfera terrestre	3
1.2.1	La misura della radiazione incidente	6
1.2.2	La misura del campo magnetico	6
1.2.3	La misura della densità atmosferica	7
1.3	Le fasi di realizzazione del progetto AtmoCube	8
2	Determinazione e controllo dell'assetto	10
2.1	Assetto di un satellite	10
2.2	Procedure di controllo e loro requisiti	12
2.3	Tecniche di controllo passive	12
2.3.1	Gravity gradient control	12
2.3.2	Controllo tramite magneti permanenti	13
2.3.3	Tecniche di controllo dello spin	14
2.4	Tecniche di controllo attive	15
2.4.1	Sistemi a zero momentum	16
2.4.2	Sistemi a momentum bias	16
2.5	Effetti delle esigenze di missione sulla scelta del tipo di controllo	16
2.6	Quantificazione del disturbo ambientale	18
2.7	I diversi tipi di attuatori	22
2.7.1	Le ruote di reazione e di momento	22
2.7.2	Control moment gyro	23
2.7.3	Magnetic torquer	24
2.7.4	Propulsori e gas jet	24
2.8	I diversi tipi di sensori	25
2.8.1	I sensori solari	25
2.8.2	I sensori stellari	25
2.8.3	I sensori di orizzonte	26

2.8.4	I magnetometri	26
2.8.5	I ricevitori GPS	26
2.8.6	I giroscopi	27
2.9	La scelta dei sensori	27
3	Interazioni del satellite con il campo magnetico terrestre	28
3.1	Torsioni magnetiche	28
3.1.1	Forze lungo un filo rettilineo percorso da corrente	28
3.1.2	Forze lungo una spira percorsa da corrente	30
3.2	Torsioni dovute al disturbo magnetico	32
3.2.1	Controllo dei disturbi magnetici	32
3.2.2	Minimizzazione e annullamento dei disturbi magnetici	33
3.3	Controllo di torsione magnetica	33
3.3.1	Trattazione matriciale	35
3.4	I dispositivi di controllo magnetico	38
3.4.1	Spire di torsione	38
3.4.2	Barre di torsione	39
3.4.3	Magneti permanenti	39
3.5	Campo magnetico e interazione orbitale	39
3.5.1	Orbite equatoriali	39
3.5.2	Orbite polari	40
3.5.3	Orbite circolari	41
3.6	Modello di Tsyganenko	42
3.7	Analisi qualitativa sulla controllabilità di un satellite dotato di attuatori magnetici	46
3.7.1	Il sistema di controllo d'assetto di AtmoCube	47
3.8	AtmoCube	49
3.8.1	Requisiti del sistema di ADCS	49
3.8.2	Determinazione dell'assetto	49
3.8.3	Controllo dell'assetto	51
3.8.4	La geometria di AtmoCube	52
3.8.5	Calcolo dei disturbi ambientali finalizzati al dimensionamento delle spire	53
3.8.6	Dimensionamento degli attuatori magnetici	55
4	Comportamento e taratura del magnetometro	69
4.1	Il sensore magnetico	69
4.2	I primi test	70
4.3	La modifica del circuito	74
4.3.1	La verifica	78

4.4 Verifica della taratura	85
Bibliografia	91
Ringraziamenti	92