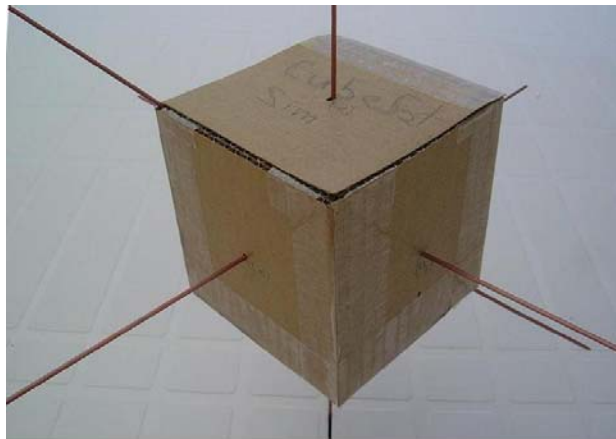


Progetto di semestre estivo

O3 – 05/06 – SE – 03

Sensore orientamento satellite Tlsat-1



Studente / i:

**Alessandra Altmann
Igor Benaglio**

**Relatore:
Correlatore:**

**Allen Weston
Renato Pamini**

Committente:

SUPSI Space Lab

Data:

13 luglio 2006

RINGRAZIAMENTI

Giorgio Salvadé e Mauro Luraschi
*per la grande disponibilità
e la consulenza in fisica teorica*

Martina Fontana e Andrea Graf
*per la disponibilità
e la consulenza in calcolo analitico*

Paola Rezzonico
*per la disponibilità
e la consulenza in tool legati
alla rappresentazione matematica*

Ivano Bonesana
*per la disponibilità
e la consulenza su materiale informativo*

RIASSUNTO / ABSTRACT

Il Tisat-1 sarà un satellite CubeSat del quale, subito dopo la messa in orbita come in qualsiasi momento della missione, si dovrebbe poter determinare l'assetto, il posizionamento relativo alla terra come eventualmente ad altri oggetti.

Per fare ciò si deve pensare alle soluzioni ammissibili quando si abbia a che fare con un mini sistema dalle limitazioni particolari quali possono essere l'approvvigionamento energetico e la scarsa potenza disponibile, come pure si deve pensare ai principi fisici sfruttabili per ottenere le informazioni necessarie a capire movimento e posizione, nonché per correggere, stabilizzare ed agire su tali parametri.

Il target è lo studio di soluzioni e l'apprendimento dei principali concetti legati alle missioni spaziali.

The Tisat-1 will be a CubeSat class satellite. Briefly after it is put into orbit, as well as in any moment of the mission, it should be possible to determine its attitude, its position vis-à-vis the Earth and maybe in relation to other objects.

In order to do that, we have to think about real solutions for a very small system with peculiar limitations, like power supply and primarily the low level of power available on board, or like the involved physics usable to acquire information about motion and position as well as to act in order to stabilise and correct these parameters.

We aim to study and grasp applied principles and solutions concerning space missions.

INDICE

RIASSUNTO / ABSTRACT	3
PROGETTO ASSEGNATO	6
1. INTRODUZIONE	8
1.1. Studio gravimetrico.....	11
1.2. Copertura delle trasmissioni	13
1.2.1. Calcolo per copertura radio	15
2. REQUISITI E SPECIFICHE.....	17
2.1. Obiettivi	17
2.2. Vincoli.....	17
2.3. Requisiti iniziali.....	17
2.4. Specifiche.....	18
3. STUDIO DELLE SOLUZIONI	19
3.1. Introduzione	19
3.2. Sensori	20
3.2.1. Accelerometri.....	20
3.2.2. Bobine a induzione	24
3.2.3. Bussole elettroniche	25
3.2.4. Giroscopi ottici e piezo-acustici.....	26
3.2.5. Fotoresistenze / Microcamere / Mouse ottici	27
3.3. Attuatori.....	30
3.3.1. Giroscopi meccanici.....	30
3.3.2. Magnetorquers.....	30
4. DESIGN / CONCEZIONE.....	38
5. REALIZZAZIONE / TEST	40
6. CONCLUSIONI	41
PIANI DI LAVORO.....	42
Piano previsto	42
Piano effettivo	43
GLOSSARIO	44
BIBLIOGRAFIA.....	45
ALLEGATI	46

INDICE DELLE FIGURE

Figura 1.1: Orbita polare.....	9
Figura 1.2: Gravità e grandezze	11
Figura 1.3: Morfologia & angoli di ricezione.....	13
Figura 1.4: Zona comunicazioni.....	14
Figura 1.5: Esempio visibilità	14
Figura 1.6: Geometria del calcolo	15
Figura 3.1: Bobina ad induzione	24
Figura 3.2: Giroscopio piezo-acustico	27
Figura 3.3: Fotoresistenze e fotodiode	27
Figura 3.4: Idea di correlazione d'immagini	29
Figura 3.5: Schema magnetorquer	31
Figura 3.6: Schema momento d'inerzia	34
Figura 4.1: Esempio di design interno	39

INDICE DELLE TABELLE

Tabella 3.1: Calcolo magnetotorquers a priorità di tensione.....	33
Tabella 3.2: Calcolo magnetotorquers a priorità di corrente	37

PROGETTO ASSEGNATO

Descrizione: Nel prossimo futuro lo SUPSI Space Lab metterà in orbita polare il suo satellite Tisat-1 basato sulla tecnologia CubeSat. Il satellite navigherà su orbita polare ad una quota di circa 700 km. Il satellite ha tendenza a ruotare leggermente su se stesso e questo potrebbe causare problemi di orientamento delle antenne di conseguenza di comunicazione. Il problema che si desidera risolvere è di misurare, con opportuni sensori, l'orientamento del satellite ed eventualmente la sua posizione, al fine di correggerne l'orientamento mediante opportune tecniche.

Informazioni tecniche

Obiettivi da raggiungere: Realizzare quanto concordato

Compiti da eseguire: Studiare le possibilità di determinare l'orientamento e la posizione del satellite ed eventualmente di correggerne l'orientamento. Realizzare un prototipo di sensore, concordato fra i candidati e lo Space Lab, in grado di determinare l'orientamento del satellite. Eseguire alcuni test terrestri in ambiente adatto, di quanto prodotto.

Tecnologie da utilizzare: HW, *sensorica* intelligente, *uControllore*, linguaggio C, (assembler?) Rivolto: a tutti, ma di preferenza a candidati con interessi in area tecnica. Consultare i siti:
<http://littonlab.atl.calpoly.edu/pages/satellite-developers.php>
(cartina, cliccare su Svizzera)
http://sourceforge.net/project/showfiles.php?group_id=64075
<http://littonlab.atl.calpoly.edu/>
http://www.spacelab.dti.supsi.ch/index_noflash.html

Docenti responsabili

Relatore: Allen Weston
Indirizzo email: allen.weston@supsi.ch
Corelatore: Renato Pamini
Indirizzo email: renato.pamini@supsi.ch

Studenti

Studente/i: Altmann Alessandra Benaglio Igor
Indirizzo email: altmann@dti.supsi.ch benaglio@dti.supsi.ch

Ditta o istituto esterno

Ditta o istituto: SUPSI Space Lab

Persona di contatto: Allen Weston

Contatto:
Indirizzo e-mail: allen.weston@supsi.ch

Date del progetto

Proposta: Sun Mar 12 22:52:11 CET 2006

1. INTRODUZIONE

Nel presente documento, i vocaboli tecnici o di particolare interesse, sono posti in *italico* a significare, nella maggior parte dei casi, che la loro definizione è riportata all'interno della sezione di glossario (nell'ultima parte del documento).

Non tutti i termini del glossario compaiono necessariamente nel testo.

Abbiamo scelto questo progetto, coscienti della complessità degli argomenti che tocca, per saperne di più sulle missioni spaziali, su ciò che comportano e per il fascino che evocano.

In particolare, ciò che è maggiormente implicato nel progetto, riguarda i sistemi per leggere l'ambiente e/o lo stato in cui si trova il satellite.

Questo si determina in linea di massima tramite sensori.

I sensori, in genere, sfruttano le leggi fisiche per tradurre in segnali i cambiamenti dell'ambiente o del sensore stesso rispetto all'ambiente che lo circonda.

L'altra faccia della medaglia riguarda come modificare l'ambiente, o meglio, il rapporto con l'ambiente circostante.

Tradotto, significa come cambiare l'assetto del satellite rispetto alla Terra.

Se esso ruota su se stesso lungo la sua orbita, bisognerà quantomeno rallentarne la rotazione fino ad un livello accettabile se non fino ad arrestarla.

Gli obiettivi principali della missione sono legati a semplici comunicazioni con il laboratorio a terra.

Per semplici comunicazioni si potrebbero ipotizzare i seguenti tipi di trasmissione:

- parametri di stato del satellite
- ripresa di immagini (per lo più statiche) della Terra e/o del cosmo
- controllo dell'assetto
- controllo di parametri della circuiteria (abilitazioni/ disabilitazioni/ regolazioni)
- ...

Il progetto *Tisat-1* del SUPSI Space Lab (detto in seguito “SSL”), parla di orbita *polare*.

Per orbita *polare* (vedi figura 1.1) si intende:

“Un'orbita che permette al satellite che la percorre di passare sopra entrambi i poli del corpo celeste su cui ruota (ad esempio un pianeta). Quindi l'orbita polare ha un'inclinazione molto vicina ai 90° rispetto l'equatore.

Una volta fissato il piano orbitale, perpendicolare alla rotazione del corpo centrale, il satellite passerà sopra il pianeta con diverse longitudini, quindi passerà sopra ogni regione. Per questa caratteristica, l'orbita polare è spesso utilizzata per missioni di mappatura e osservazione terrestre, ma anche per satelliti meteo.

Poiché non esistono orbite *geostazionarie* polari, per ottenere un'esposizione su un solo polo per lungo tempo, benché a grande distanza, vengono utilizzate delle orbite ellittiche con grandi eccentricità e con apogeo sopra la zona da osservare: queste orbite, molto utilizzate dall'Unione Sovietica durante la Guerra Fredda, sono definite orbite Molniya.” [1]

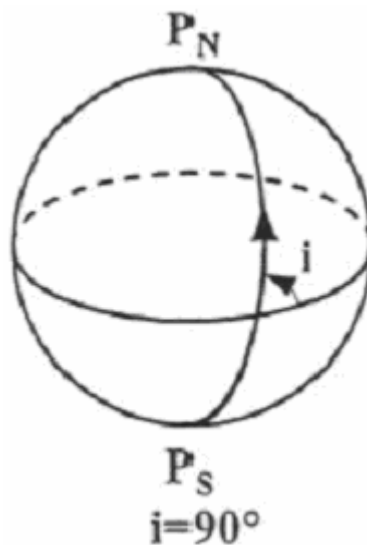


Figura 1.1: Orbita polare

Il *Tisat-1* assumerà un'orbita determinata dal momento del lancio (fuoriuscita dal razzo vettore), le caratteristiche dell'orbita dipenderanno da altitudine, direzione e velocità date a quel istante, dopodiché sarà un decorso legato alle leggi inerziali e a nient'altro.

È interessante osservare che nel momento di fuoriuscita dal vettore di trasporto orbitale, lungo la camera di lancio dei CubeSat, si verificherà una serie di urti (satellite-satellite/ satellite-parete) all'origine delle rotazioni che i satelliti esprimeranno una volta liberi e che si dovranno controllare.

I motivi per cui si deve fermare o attenuare al minimo la rotazione, sono da ricondurre principalmente alla presenza di microcamera e di antenna/e di ricezione/trasmissione, che esigono per funzionalità un movimento relativo ridotto così come un giusto angolo di orientamento.

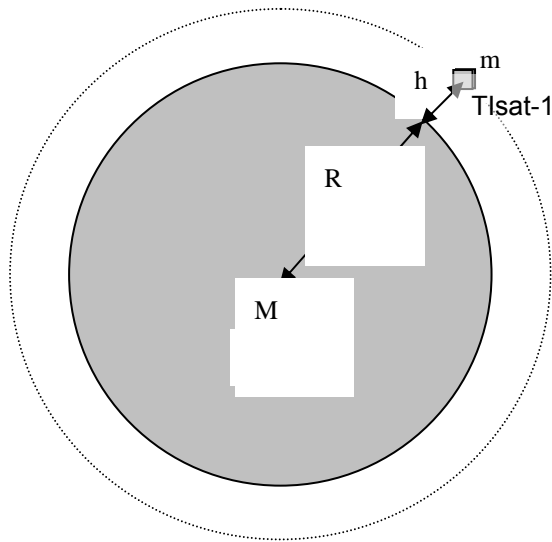
In altre parole, la *camera* non può acquisire immagini ben definite se il suo movimento rispetto all'oggetto ripreso è troppo elevato, mentre un'antenna dovrà essere puntata a Terra in modo più o meno stabile per poter trasmettere e ricevere dati.

Per poterci addentrare in quest'ordine d'idee e per assodare i primi importanti concetti legati alla missione Tisat-1, come alle missioni satellitari in genere, abbiamo effettuato degli studi di massima iniziali ed altri concernenti le soluzioni adottabili.

Di seguito riportiamo uno degli studi iniziali relativo alla *gravimetria* per capire quanto varia l'accelerazione gravitazionale in ottica orbitale e dedurre alcuni parametri relativi all'operatività del satellite.

1.1. Studio gravimetrico

In figura 1.2 sono descritti in modo schematico il sistema Terra-Tisat-1 e le grandezze fisiche principali legate al problema.



M : massa della terra
 R : raggio medio della terra
 m : massa del satellite
 h : altitudine dell'orbita

Figura 1.2: Gravità e grandezze

$$G_{Terra} = \gamma \cdot \frac{M \cdot m}{R^2} = g \cdot m ; \gamma \cdot M = G_{Terra} \cdot \frac{R^2}{m}$$

G_{Terra} : forza gravitazionale sulla superficie della terra

$$G_{sat} = \gamma \cdot \frac{M \cdot m}{(R + h)^2}$$

γ : costante gravitazionale universale
 ($6,67 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$)

g : acceleraz. gravitazionale terrestre

$$G_{sat} = \frac{G_{Terra} \cdot R^2}{m} \cdot \frac{m}{(R + h)^2} = \frac{R^2}{(R + h)^2} \cdot G_{Terra}$$

G_{sat} : forza gravitazionale sull'orbita del satellite

$$\rightarrow G_{sat (1kg)} = \frac{6400^2}{(6400 + 700)^2} \cdot G_{Terra} \cong 0,81 \cdot 9,81 = 7,97 (N)$$

Mentre sulla superficie terrestre abbiamo $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, il satellite risulta essere soggetto a un'accelerazione gravitazionale di soli $7,97 \text{ m/s}^2$.

Se ne deduce:

→ Velocità orbitale

$$v = \sqrt{g \cdot r}$$

$$v = \sqrt{7,97 \cdot 7100000} = 7522,43 \text{ (m/s)} = 27080,76 \text{ (km/h)}$$

→ Periodo orbitale

$$T(\text{orbita}) = \frac{r \cdot 2 \cdot \pi}{v} = \frac{7100 \cdot 2 \cdot \pi}{27080,76} \cong 1,65 \text{ h} \cong 1 \text{ h } 39 \text{ min}$$

1.2. Copertura delle trasmissioni

Immaginando, dal punto di vista terrestre, che le ripetute orbite definiscano una superficie orbitale avvolgente il pianeta, si intuisce che solo quando il satellite si trova entro una determinata circoscrizione di questa superficie, siano possibili le comunicazioni.

Immaginando una semiretta come in figura 1.3 (foto aerea), che fuoriuscendo dal SSL si prolunghi nel cielo e ruotando attorno alla normale segua il profilo morfologico del territorio circostante, essa disegnerebbe nel suddetto “orbitale” una zona dai contorni irregolari.

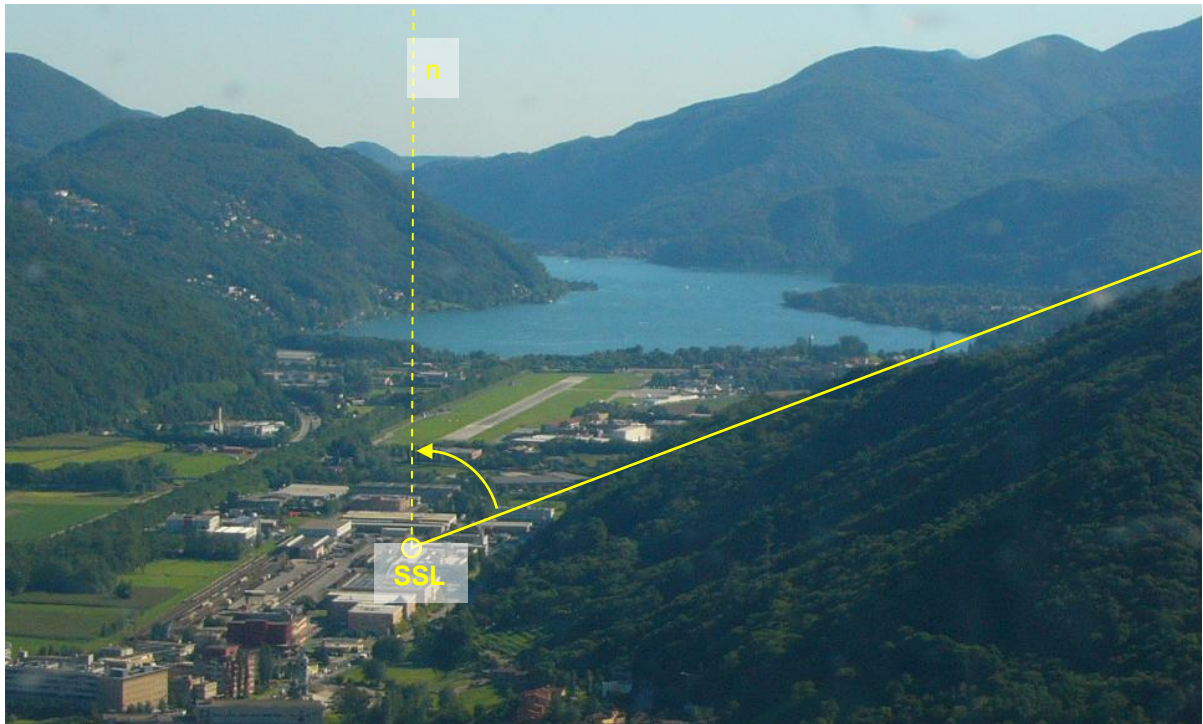


Figura 1.3: Morfologia & angoli di ricezione

In figura 1.4 questa zona è detta *clearance area*. Sebbene altri fattori quali la portata del segnale dal satellite concorrano a definirne i contorni, essa è una buona approssimazione dell'area delle comunicazioni per il SSL.

Le differenze in latitudine e longitudine che comporta, variano in rapporto all'orbita specifica del satellite. Il tratto di rotta compreso nella *clearance area* determina la

durata di trasmissione per l'orbita, mentre quello di longitudine, il numero medio di passaggi per i quali la comunicazione è possibile.

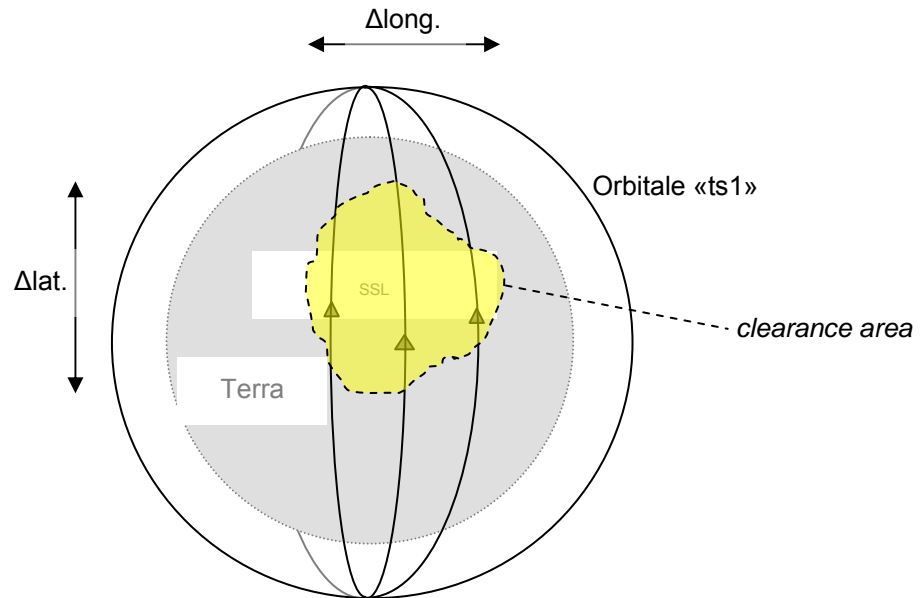


Figura 1.4: Zona comunicazioni

La figura 1.5 mostra un esempio semplificato che dà un'idea delle distanze in gioco in una situazione specifica (non necessariamente reale).

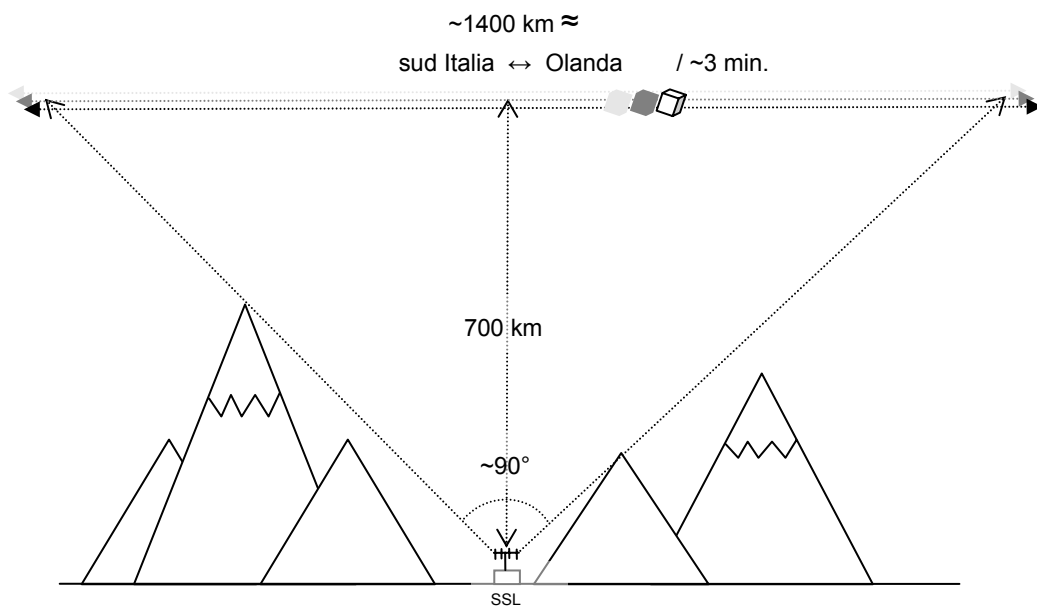


Figura 1.5: Esempio visibilità

Fino ad un angolo d'apertura non molto maggiore di quello visto in figura (90°) si possono ritenere superficie terrestre e rotta del satellite praticamente rettilinee, quindi operare un semplice calcolo basato su triangoli e relativi teoremi fondamentali per ottenere le percorrenze coperte in comunicazione.

Per angoli maggiori l'errore di tali metodi rispetto alla realtà comportata dalla curvatura terrestre ed orbitale, divergerebbe velocemente.

In questi casi tali percorrenze si possono calcolare in modo accurato applicando gli esiti dello studio che segue.

1.2.1. Calcolo per copertura radio

Nella figura sottostante sono mostrate le relazioni fra gli angoli che dato l'angolo α permettono di risalire a β :

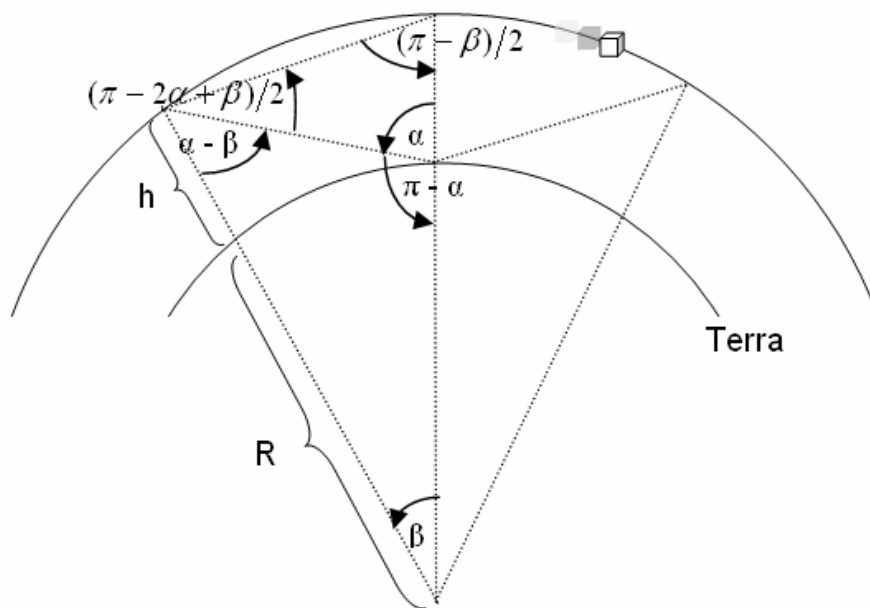


Figura 1.6: Geometria del calcolo

Attraverso β , h ed R , si può poi determinare facilmente la lunghezza dell'arco di orbita s di "visibilità" del satellite come la durata della percorrenza.

Di seguito i passaggi che dimostrano la relazione.

$$\frac{R + h}{2} = \frac{R}{\sin(\alpha - \beta)}$$

$$\sin(\alpha - \beta) = \frac{R \sin(\alpha)}{R + h}$$

$$\alpha - \beta = \arcsin \frac{R \sin(\alpha)}{R + h}$$

$$\beta = -\arcsin \frac{R \sin(\alpha)}{R + h} + \alpha$$

$$s = 2 (R + h) \beta$$

Ipotizzando per SSL un angolo massimo simmetrico di “visuale” lungo la rotta del satellite di circa 160° ed Est-Ovest di circa 160°, possiamo calcolare :

- massima percorrenza in comunicazione : ~ 4300 km

basandosi sullo stesso tipo di calcolo¹ e tenendo conto della rotazione terrestre si può ricavare il numero medio di passaggi giornalieri:

- numero medio di passaggi giornalieri in comunicazione : ca. 3

¹ $2 \left(-\arcsin \frac{6400\text{km} \cdot \sin(80^\circ)}{7100\text{km}} + 80^\circ \right) / \frac{1,65\text{h} \cdot 360^\circ}{24\text{h}} \cdot 2$

2. REQUISITI E SPECIFICHE

2.1. Obiettivi

Studiare soluzioni per la determinazione dell'assetto del satellite e per il controllo dello stesso.

Dare agli studenti la possibilità di vagliare soluzioni reali imparando a ragionare in contesti elevati e che richiedono studi accurati quanto praticabili.

Non dovrebbe essere indispensabile proporre la soluzione funzionante finale, ma piuttosto apprendere più a fondo concetti fisici ed altri studiati durante gli anni precedenti e farli collimare, trovandone i nessi e le vie di concertazione.

2.2. Vincoli

- Massa totale dell'oggetto.
- Volume e dimensioni dell'oggetto legate a quelle del veicolo spaziale.
- Energia a disposizione per alimentare i circuiti implicati dalle soluzioni proposte.
- Temperature limite della missione e relativa resistenza degli oggetti.
- Utilizzo di componenti non fabbricati appositamente per missioni spaziali

2.3. Requisiti iniziali

Nessuno in particolare.

2.4. Specifiche

Dalle esperienze delle Università coinvolte nel progetto CubeSat, emerge che il controllo dell'assetto durante la missione si suddivide in tre fasi distinte. Quando il razzo vettore raggiunge l'altezza desiderata, il sistema di lancio espelle i satelliti lasciandoli liberi di orbitare. Al momento del distacco i satelliti vengono attivati e con loro anche il sistema di controllo dell'assetto. In questa fase il satellite ruota in modo casuale ed il sistema di controllo deve solo rallentare la rotazione il più possibile. La seconda fase consiste nella stabilizzazione automatica rispetto all'orientamento definito nella programmazione del sistema. La terza fase non è indispensabile e viene attivata solo dopo aver stabilito il contatto con la Terra. Consiste nella possibilità di modificare l'assetto secondo quanto inviato dalla stazione di base.

Per quanto riguarda le specifiche dettagliate di questo progetto, inizialmente non sono date o almeno non in modo particolareggiato e tecnicamente definito. È data facoltà di ricavarle attraverso opportuni studi e ricerche. Per raggiungere l'obiettivo, ci siamo quindi dati le seguenti direttive:

- la ricerca delle più comprovate soluzioni legate alla categoria di missioni spaziali
- studio dei principi fisici e delle strategie funzionali ad esse legati
- possibilità, una volta acquisite le conoscenze, di elaborare modifiche e/o compromessi particolari per ottenere migliori funzionalità ed adattare a eventuali aspetti particolari della missione

3. STUDIO DELLE SOLUZIONI

3.1. Introduzione

Inizialmente ci siamo chiesti cosa si poteva fare e soprattutto quali principi fisici si potevano sfruttare per stabilizzare il satellite, anche se il progetto parte dal concetto di “sensore di orientamento”.

In effetti oltre ai problemi di *sensorica*, ci siamo occupati anche di *attorica*, cioè dello studio di soluzioni legate alla stabilizzazione attiva.

Tant'è che, tirando le somme, la parte del problema che ci ha maggiormente coinvolti è stata proprio quella del controllo del moto relativo (rotazioni) attraverso dispositivi detti “*Magnetotorquers*”.

Ma ci siamo pure chiesti: “è possibile fare entrambe le cose attraverso un unico tipo di dispositivo?” (determinare l'assetto dell'oggetto e, sfruttando lo stesso principio, stabilizzarlo).

Questa possibilità infatti sussiste ed affascina, oltre che per la sua semplicità, anche per l'intelligenza nel riuscire ad economizzare spazio, tempo e risorse: sempre che semplice significhi anche pienamente funzionale.

Inoltrandoci nei meandri di questa visione ci siamo presto resi conto di quanto ciò non sia verosimile (specialmente in una missione dalle esigue “dimensioni” come quella del TIsat-1) e che si deve scendere a compromessi fra più soluzioni, o meglio, alla combinazione di più soluzioni.

Alcune fra le soluzioni maggiormente adottate nel settore sono:

Fra i sensori:

- accelerometri
- bobine a induzione
- bussole elettroniche
- giroscopi ottici/ piezo-acustici
- fotoresistenze

- microcamere
- mouse ottici

Fra gli attuatori:

- giroscopi meccanici
- magnetotorquers

Non sono state trattate tutte in modo approfondito, ma di alcune ci siamo limitati a dare una descrizione di base dei principi funzionamento.

3.2. Sensori

In questa sezione sono trattati i dispositivi e le soluzioni legate al problema della determinazione dell'assetto del satellite, cioè il moto relativo che l'oggetto compie attorno al proprio baricentro, l'orientamento delle sue facce ed eventualmente il suo posizionamento in coordinate terrestri.

3.2.1. Accelerometri

Gli accelerometri contemplabili sono componenti elettronici mono- o tri-assiali: che rilevano l'accelerazione che il componente subisce scomposto nei tre valori relativi ai propri assi spaziali ortogonali.

Ne abbiamo preso in considerazione uno triassiale che sembra potersi adattare allo scopo.

Accelerometro LIS3L06AL²

Essi sono di tipo triassiale e prodotti dalla ST.

L'accelerometro non determina in quale senso il Cubsat sta girando in quanto misura un'accelerazione centrifuga, ma dà una misura delle rotazioni distribuite sui tre assi del satellite.

² vedi *Datasheet* allegato

Grazie a questi valori e grazie agli attuatori si può agire sui tre assi al fine di fermare la rotazione.

Sensibilità

Di seguito riportiamo calcoli relativi alla sensibilità del componente, che principalmente sono serviti a capire il minimo valore di accelerazione rilevabile.

$$a = \omega^2 \cdot r$$

Supponendo che il CubSat faccia 1 giro/s

$$\left(2 \cdot \pi \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 0.05 \text{ m} = 4 \cdot \pi \frac{\text{rad}^2}{\text{s}^2} \cdot 0.05 \text{ m} = 1,974 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

Calcolo dell'accelerazione

$$\frac{1,974 \text{ m/s}^2}{9,81 \text{ m/s}^2} = 0,201 \text{ g}$$

Gli accelerometri da noi presi in considerazione hanno una risoluzione di 0.5 mg (millesima parte dell'accelerazione gravitazionale g), la velocità minima di rotazione rilevabile sarà allora:

$$0,0005 \text{ g} = \frac{\omega_{Min}^2 \cdot 0,05 \text{ m}}{9,81 \text{ m/s}^2}$$

$$\omega_{Min} = \sqrt{\frac{9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 0,0005 \text{ g}}{0,05 \text{ m}}} = 0,313 \text{ rad/s} \hat{=} 17^\circ,946$$

Da questo breve studio emerge che per velocità di rotazione inferiori al limite di circa 18°/s esso non è più efficace; questo non significa necessariamente che nessun accelerometro possa essere utilizzabile al di sotto di questo valore, ma

$$s(t) = s_0 \cdot \sin(\omega \cdot t)$$

$$v(t) = \frac{d}{dt}s(t) = s_0 \cdot \omega \cdot \cos(\omega \cdot t)$$

$$a(t) = \frac{d}{dt}v(t) = -s_0 \cdot \omega^2 \cdot \sin(\omega \cdot t)$$

L'accelerazione è massima per $\sin(\omega \cdot t) = \pm 1$ con $\omega = 2 \cdot \pi \cdot f$, dove $f = 100$ Hz e $s_0 = 1$ mm, quindi:

$$a_{vibr.} = (2 \cdot \pi \cdot f)^2 \cdot s_0 = (2 \cdot \pi \cdot 100)^2 \cdot 0,001 = 394 \text{ m/s}^2$$

$$\frac{394 \text{ m/s}^2}{9,81 \text{ m/s}^2} \cong 40 \text{ g}$$

In questo caso caratteristiche di resistenza del componente verrebbero ampiamente rispettate.

In base ad esse possiamo a questo punto ricavare che:

3000 g sopportabili per 0,5 ms al massimo:

- con $f = 100$ Hz → massima oscillazione : ~7 cm
- con $s = 1$ mm → massima frequenza di vibrazione : ~863 Hz

10000 g sopportabili per 0,1 ms al massimo:

- con $f = 100$ Hz → massima oscillazione : ~25 cm
- con $s = 1$ mm → massima frequenza di vibrazione : ~1576 Hz

Considerando queste cifre possiamo osservare che le lunghezze di queste oscillazioni sono impensabili, infatti alla frequenza di 100 Hz crediamo che comporterebbero la distruzione del razzo.

Nemmeno le frequenze di vibrazione ricavate su di una lunghezza di oscillazione di 1 mm sembrano potersi verificare nella realtà.

In conclusione, pensiamo che il componente in questione sia, dal profilo della resistenza agli shock, adatto alla missione.

3.2.2. Bobine a induzione

Le bobine ad induzione permetterebbero di misurare la rotazione attorno ai loro assi, in base alla variazione di flusso di campo magnetico attraverso le spire.

Infatti una variazione di flusso più o meno rapida, in base alla velocità di rotazione, comporterebbe maggiore o minore corrente indotta.

In figura 3.1 è schematizzata una bobina e la direzione del campo magnetico.

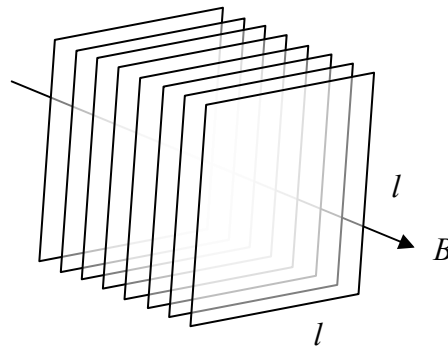


Figura 3.1: Bobina ad induzione

Flusso del campo magnetico all'interno delle spire:

$$\Phi = B.l^2 = \mu.H.l^2$$

$$\Phi(t) = \mu.H.l^2 \cdot \cos(\omega.t)$$

Tensione indotta:

$$U_i = \frac{d\Phi(t)}{dt} = -\mu.H.l^2 \cdot \omega \cdot \sin(\omega.t)$$

U_{MAX} si ottiene quando $\sin(\omega.t)$ è uguale a 1

$$U_{MAX} = \mu.H.l^2 \cdot \omega$$

Questa strada è stata subito abbandonata in quanto la corrente indotta è troppo piccola per essere misurabile.

3.2.3. Bussole elettroniche

Come descritto nel punto 3.2.1, gli accelerometri non sembrano in grado di rilevare velocità angolari inferiori ai $18^\circ/\text{s}$, per ovviare si potrebbe equipaggiare il Tisat-1 con una bussola elettronica, in aggiunta o addirittura in sostituzione dell'accelerometro.

Esse, generalmente, utilizzano due sensori magnetici posti sullo stesso piano o su due piani paralleli e con uno sfasamento reciproco di 90° . Essi rilevano l'intensità di campo magnetico lungo il loro asse, componendo di fatto la direzione del campo magnetico.

È così possibile calcolare la direzione orizzontale del campo magnetico (terrestre).

C'è da dire che le bussole magnetiche per applicazioni terrestri in generale prevedono, come descritto, solo la misurazione della proiezione orizzontale del campo magnetico, mentre nel nostro caso sarebbe meglio poter aggiungere un terzo elemento (sensore) in modo da avere una terza componente che ci dica la direzione e l'orientamento relativo al satellite del campo magnetico esterno.

Con tre componenti, si è in grado di controllare la rotazione del satellite verificandone le variazioni di intensità di campo magnetico sui tre assi x , y e z , quindi di comandare opportunamente gli attuatori.

Questi componenti potrebbero essere soggetti ad errori dovuti a campi magnetici indotti da altre apparecchiature interne al satellite.

Se questi campi parassiti fossero d'intensità eccessiva, allora verrebbe meno l'utilità di tali componenti (letture a fondo scala!).

Per far fronte al loro utilizzo sarebbe buona norma adottare tutte le precauzioni possibili per minimizzare le interferenze interne di natura magnetica.

Durante la ricerca relativa alle bussole magnetiche, abbiamo identificato una componentistica *magneto-resistiva* che potrebbe fare al caso: si tratta dei

Philips KMZ51 e KMZ52³

Il primo è monoassiale, il secondo biassiale.

3.2.4. Giroscopi ottici e piezo-acustici

I giroscopi ottici sfruttano il principio della costanza della velocità della luce e della sua indipendenza dallo stato dinamico di qualsiasi riferimento.

Cosicché, per esempio, una radiazione luminosa (LASER) suddivisa ed immessa in un avvolgimento di fibra ottica ai suoi due capi, risulta in due radiazioni sfasate quando giungono ai relativi capi opposti, se l'avvolgimento sta ruotando attorno al suo asse.

Infatti la percorrenza dell'avvolgimento nel senso di rotazione ne comporta un aumento apparente della lunghezza, una diminuzione nel senso contrario.

I giroscopi piezo-acustici sfruttano invece una proprietà della propagazione delle onde (acustiche).

Vale a dire il fatto che un'onda che si propaga in una certa direzione all'interno di un dato mezzo (p. es. vetro) non cambia la propria direzione assoluta di propagazione se il mezzo si muove (per esempio se ruota).

In figura 3.2 ne è schematizzato intuitivamente il comportamento e che fa capire come il dispositivo potrebbe essere utilizzato per la missione in modo simile ad un accelerometro.

A sinistra il principio è visto nell'ottica di un osservatore esterno in modo semplificato, a destra da un punto di vista solidale al dispositivo e più vicino a quanto succede realmente.

³ vedi *Datasheet* allegato

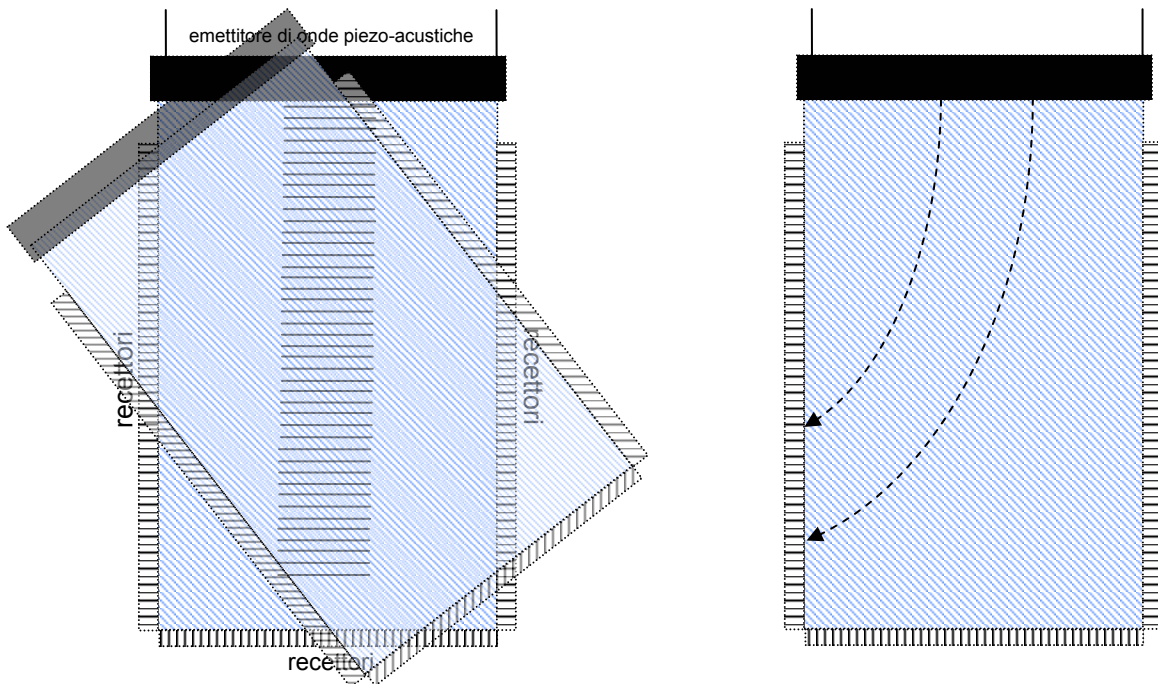


Figura 3.2: Giroscopio piezo-acustico

Come per gli accelerometri, in caso di velocità di rotazione molto bassa, dubitiamo che questo tipo di dispositivi possa avere una precisione tale da rilevarla.

3.2.5. Fotoresistenze / Microcamere / Mouse ottici

In questa sottosezione si trattano dei congegni per l'analisi più o meno approfondita degli input luminosi dell'ambiente.

La fotoresistenza varia il proprio valore ohmico in funzione della luce, con un'escursione che può andare da alcune centinaia di $K\Omega$ (buio) a qualche centinaio di Ω (piena luce).



Figura 3.3: Fotoresistenze e fotodiolo

Più o meno simile alla fotoresistenza, il fotodiode è un componente elettronico che conduce solamente se viene illuminato, quindi presenta una funzionalità molto più restrittiva.

Componenti come questi non permettono, in linea di massima, delle analisi approfondite dei segnali luminosi, ma possono essere utilizzati per capire, ad esempio, quali facce del satellite siano illuminate dal sole o da altre fonti luminose.

Nel caso il satellite stia ruotando, da un'analisi dell'alternanza dei livelli luminosi sulle 6 facce, se ne potrebbe scomporre con buona approssimazione la rotazione ed azionare in modo opportuno i gli attuatori.

Pensiamo che forse si possano avere problemi in fase notturna, in quanto la luce proveniente dalla terra (per lo più da grandi città e agglomerati quando non ci si trovi sopra gli oceani) e quella delle stelle, sono molto deboli e forse non rilevabili/ efficaci.

Microcamere e mouse ottici invece, permettono di acquisire immagini e non solo di misurare le intensità luminose.

Più propriamente, quando ci si riferisce a “mouse ottico” si intende il particolare sistema che viene adottato appunto nei mouse ottici da PC.

Questo prevede un insieme di componenti specifici dall'affermata validità, tanto che si potrebbe pensare di farne uso “espianandoli” da veri mouse per computer effettuando relativamente poche modifiche per metterli in esercizio (p. es. cambiare la focalizzazione da pochi mm all'infinito).

Il fatto di acquisire immagini permetterebbe un'elaborazione basata, per esempio, sul calcolo della correlazione (v. figura 3.4) fra scatti di immagine successivi tale da poter determinare il movimento di rotazione del satellite.

Per fare ciò si deve installare uno di questi dispositivi (microcamera o mouse ottico) su almeno le facce relative a due degli assi ortogonali del satellite, meglio se su tutte e tre le facce x, y e z (questo per motivi di ridondanza e per avere una doppia verifica dei valori di ogni asse).

Il vantaggio di utilizzare il sistema mouse, è che, avendo bassissima risoluzione, riesce a scattare fino a migliaia di immagini al secondo, mentre la microcamera in questo è molto più lenta (p. es. con la poca luce della fase notturna potrebbe richiedere tempi molto lunghi d'apertura, anche nell'ordine dei secondi).

Quindi in caso di rotazioni elevate forse la microcamera non permetterebbe di stabilire adeguati gradi di correlazione fra le immagini avendo a disposizione fotogrammi troppo distanti nel tempo, e necessiterebbe di essere coadiuvata da altri sistemi.

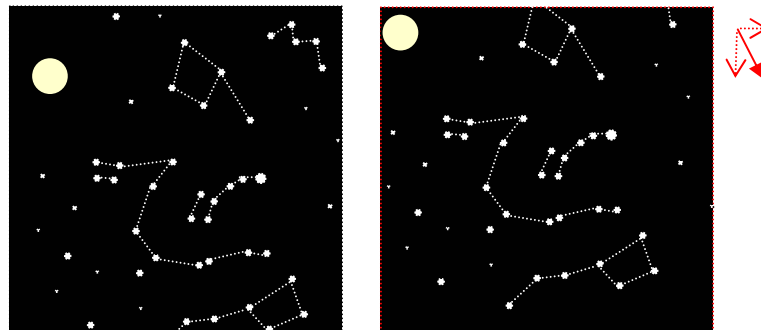


Figura 3.4: Idea di correlazione d'immagini

3.3. Attuatori

In questa sezione sono trattati i dispositivi e le soluzioni legate al problema dell'interazione con l'assetto del satellite, cioè con il moto relativo che l'oggetto compie attorno al proprio baricentro, e con l'orientamento delle sue facce.

3.3.1. Giroscopi meccanici

Un giroscopio è un dispositivo composto essenzialmente da un volano rotante che sfrutta il principio di conservazione del momento angolare per mantenere l'inclinazione del proprio asse o, in fase di accelerazione angolare impressa da un motore montato a perno sul proprio asse, "assorbe" il momento angolare presente sull'asse stesso.

Dopo breve studio, questa soluzione è risultata inopportuna per la missione, poiché richiederebbe volani piuttosto voluminosi e pesanti. Inoltre i motori necessari ad attivarli consumerebbero troppa energia dovendo, una volta arrestata la rotazione del satellite attorno al loro asse, essere mantenuti costantemente in moto (3 volani, 3 motori).

3.3.2. Magnetorquers

Si tratta di dispositivi del tutto simili alle bobine ad induzione, che sfruttano una forma di *reverse engineering* nel senso che rispetto alle bobine di induzione il principio che mette in relazione le grandezze in gioco è invertito:

qui la tensione viene applicata ai capi della bobina, ottenendo un momento dato dall'interazione fra il campo magnetico terrestre e quello generato dalla bobina stessa.

Si può sfruttare questo momento per orientare il satellite o frenarne le rotazioni.

In figura 3.2 viene schematizzato un *magnetorquer*, a destra vengono riportate alcune grandezze coinvolte ed utilizzate per ricavare il momento magnetico.

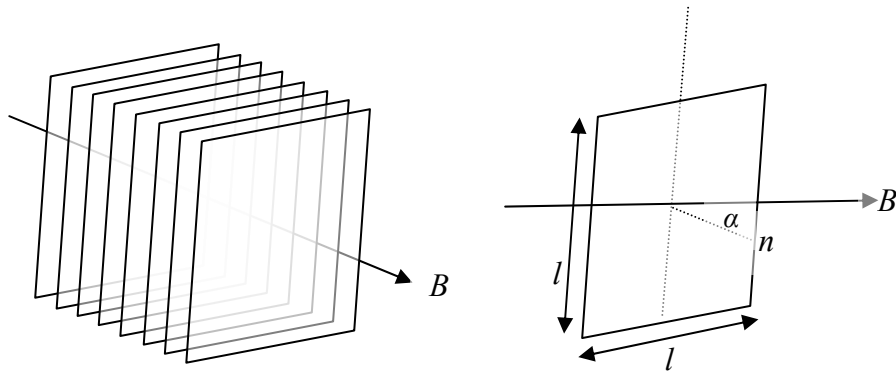


Figura 3.5: Schema magnetorquer

Se la tensione applicata ai capi della bobina, il n° di spire e la sezione del filo sono noti, si determinano: lunghezza del filo, resistenza, corrente e momento magnetico generato dalla bobina, basandosi sulle seguenti relazioni :

$$R = \rho_{cu} \cdot \frac{L}{S}$$

$$I = \frac{U}{R} = \frac{U}{\rho_{cu} \cdot L} \cdot S$$

$$N = \frac{L}{4l} \quad (\text{avvolgimento quadrato})$$

$$M = N \cdot l^2 \cdot I \cdot B \cdot \sin(\alpha) \quad \alpha : \text{angolo tra la normale } (n) \text{ ed il campo magnetico } (B)$$

$$M = \frac{L}{4l} l^2 \cdot \frac{U}{\rho_{cu} \cdot L} \cdot S \cdot B \cdot \sin(\alpha) = \frac{1}{4} \frac{l \cdot S}{\rho_{cu}} B \cdot U \cdot \frac{2}{\pi} \quad 4$$

l : lato dell'avvolgimento

N : numero spire

$\frac{2}{\pi}$ risulta dalla risoluzione dell'integrale $\int_0^{2\pi} |\sin(\alpha)| d\alpha$ in rapporto con un momento massimo costante. Questo poiché le spire in rotazione non producono un momento costante ma determinato dal seno di α

L : lunghezza filo

M : momento della copia

R : resistenza

S : sezione del filo

I : corrente

Per quanto riguarda il filo, il momento torcente dipende solo dalla sua sezione e dalla sua resistenza specifica ma non dalla sua lunghezza, maggiore è la sezione del filo meglio sarebbe!

Vi sono però altri vincoli che non possono essere trascurati:

$$1.) I < I_{Max} \quad \frac{U}{\rho_{cu} \cdot L} \cdot S < I_{Max} \rightarrow S < I_{Max} \frac{\rho_{cu} \cdot L}{U}$$

oppure se S è dato

$$L > \frac{U \cdot S}{\rho_{cu} \cdot I_{Max}}$$

$$2.) massa_{filo} < massa_{max}$$

$$densità_{cu} \cdot L \cdot S < massa_{max} \rightarrow L < \frac{massa_{max}}{densità_{cu} \cdot S}$$

L'estratto di tabella 3.1 mostra un esempio preso da un foglio di calcolo da noi programmato per la definizione di tutte le caratteristiche fondamentali di *magnetotorquers* in base ai dati di input, con l'ausilio di questo foglio di calcolo si possono definire più casistiche, compilando liste di per un confronto e per poter vagliare la o le soluzioni migliori.

Tabella 3.1: Calcolo magnetotorquers a priorità di tensione

Parametri - U (V) 7,20 ρ (Ωm) 1,68E-08 Lato (m) 0,100 B (T) 4,5E-05

∅ filo (mm)	N° spire	L (m)	R (Ω)	I (A)	M (Nm)	m (kg)	∅ (mm)	ω ₀ (rad/s)	t ₁ (s)	t ₁	m _T (kg)	t ₂ (s)	t ₂
0,071	25	10,00	42,4	0,170	1,2E-06	0,000	0,4	0,1	137	0g 0h 2m 17s	0,166	205	0g 0h 3m 24s
0,071	250	100,00	424,3	0,017	1,2E-06	0,004	1,1	1,0	1371	0g 0h 22m 51s	0,166	2049	0g 0h 34m 8s
0,071	500	200,00	848,7	0,008	1,2E-06	0,007	1,6	10,0	13715	0g 3h 48m 34s	0,166	20490	0g 5h 41m 29s
0,071	1250	500,00	2121,6	0,003	1,2E-06	0,018	2,5	100,0	137147	1g 14h 5m 46s	0,166	204898	2g 8h 54m 57s
0,125	25	10,00	13,7	0,526	3,8E-06	0,001	0,6	0,1	44	0g 0h 0m 44s	0,166	66	0g 0h 1m 6s
0,125	250	100,00	136,9	0,053	3,8E-06	0,011	2,0	1,0	442	0g 0h 7m 22s	0,166	661	0g 0h 11m 1s
0,125	500	200,00	273,8	0,026	3,8E-06	0,022	2,8	10,0	4425	0g 1h 13m 44s	0,166	6610	0g 1h 50m 10s
0,125	1250	500,00	684,5	0,011	3,8E-06	0,055	4,4	100,0	44247	0g 12h 17m 26s	0,166	66105	0g 18h 21m 44s
0,170	25	10,00	7,4	0,973	7,0E-06	0,002	0,9	0,1	24	0g 0h 0m 23s	0,166	36	0g 0h 0m 35s
0,170	250	100,00	74,0	0,097	7,0E-06	0,020	2,7	1,0	239	0g 0h 3m 59s	0,166	0	0g 0h 0m 0s
0,170	500	200,00	148,0	0,049	7,0E-06	0,040	3,8	10,0	2392	0g 0h 39m 52s	0,166	3574	0g 0h 59m 34s
0,170	1250	500,00	370,1	0,019	7,0E-06	0,101	6,0	100,0	23922	0g 6h 38m 42s	0,166	35740	0g 9h 55m 40s
0,224	25	10,00	4,3	1,689	1,2E-05	0,004	1,1	0,1	14	0g 0h 0m 13s	0,166	21	0g 0h 0m 20s
0,224	250	100,00	42,6	0,169	1,2E-05	0,035	3,5	1,0	138	0g 0h 2m 17s	0,166	206	0g 0h 3m 25s
0,224	500	200,00	85,3	0,084	1,2E-05	0,070	5,0	10,0	1378	0g 0h 22m 57s	0,166	2059	0g 0h 34m 18s
0,224	1250	500,00	213,2	0,034	1,2E-05	0,176	7,9	100,0	13779	0g 3h 49m 38s	0,166	20585	0g 5h 43m 5s

Range di accettabilità dei valori delle relative colonne di tabella -

1,000	0,750	0,035	10,0	100,0	200000	2g 7h 33m 20s	0,166
↕	↕	↕	↕	↕	↕	↕	↕
0,125	0,000	0,000	0,0	0,0	0	0g 0h 0m 0s	0,000

Il programma di calcolo permette di impostare dei limiti di accettabilità per i valori di alcune colonne sia di input (campi a sfondo giallo) che di output. Questo fa in modo che automaticamente vengano evidenziati i valori accettabili e quelli non, quindi facilita la decisione sulle soluzioni da prendere in considerazione.

Se corrente e resistenza sono noti: a partire dal momento di inerzia del satellite, dalla velocità angolare e dal tempo auspicato per l'arresto della rotazione del satellite si determinano: momento magnetico, lunghezza del filo, sezione e tensione ai capi della bobina, basandosi sulle seguenti relazioni :

$$M = \frac{\Delta\omega \cdot J}{\Delta t}$$

$$M = N \cdot l^2 \cdot I \cdot B \cdot \sin(\alpha)$$

$$N = \frac{M}{N \cdot l^2 \cdot I \cdot B \cdot \sin(\alpha)} = \frac{M}{N \cdot l^2 \cdot I \cdot B \cdot \frac{2}{\pi}}$$

$$L = 4 \cdot l \cdot N$$

$$S = \frac{\rho_{cu} \cdot L}{R}$$

$$U = I \cdot R$$

J : momento d'inerzia del satellite

Per determinare le grandezze sopraccitate è stato necessario conoscere il momento di inerzia, in figura 3.3

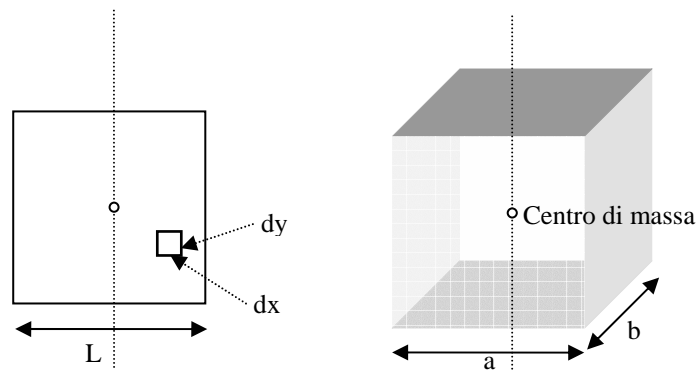


Figura 3.6: Schema momento d'inerzia

Momento di inerzia del satellite immaginato come cubo di massa omogenea:

$$\begin{aligned}
 J &= \int_{\text{Cubo}} r^2 dm = \rho \int_{-L/2}^{L/2} \int_{-L/2}^{L/2} (x^2 + y^2) \cdot L \, dx \, dy = \rho \cdot L \int_{-L/2}^{L/2} \left(\frac{x^3}{3} + x \cdot y^2 \right) \Big|_{-L/2}^{L/2} dy = \\
 &= 2 \cdot \rho \cdot L \int_{-L/2}^{L/2} \left(\frac{L^3}{24} + L \frac{y^2}{2} \right) \Big|_{-L/2}^{L/2} dy = \rho \cdot \frac{L^2}{12} \int_{-L/2}^{L/2} (L^2 + 12y^2) dy = \rho \cdot \frac{L^2}{12} (L^2 \cdot y + 4y^3) \Big|_{-L/2}^{L/2} = \\
 &= \rho \cdot \frac{L^2}{12} \cdot 2 \left(\frac{L^3}{2} + \frac{4L^3}{8} \right) = \rho \cdot \frac{L^5}{6}
 \end{aligned}$$

ρ : densità del cubo (corrisponderebbe a 1000kg/m³)

Oppure momento di inerzia dello stesso cubo calcolato in base alla sua massa:

$$J = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (a^2 + b^2) \quad \text{dove } m \text{ corrisponde alla massa del cubo}$$

Il satellite ha massa 1kg e lato 0,1m :

$$J = \frac{1}{12} \cdot 1 \cdot (0,1^2 + 0,1^2) = 1,66 \cdot 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Momento di inerzia del satellite immaginato come cubo le cui massa sia dislocata in modo omogeneo sulle facce :

Facce laterali

$$J = 4 \cdot \left(\frac{1}{12} M_F \cdot L^2 + \left(\frac{L}{2} \right)^2 \cdot M_F \right)$$

Facce superiore e inferiore

$$J = 2 \cdot \left(0 + \frac{1}{12} M_F \cdot L^2 \right)$$

Spigoli telai laterali

$$J = 4 \cdot \left(0 + \left(\frac{L}{\sqrt{2}} \right)^2 \cdot M_S \right)$$

Spigoli telai superiori e inferiori

$$J = 8 \cdot \left(\frac{1}{12} M_S \cdot L^2 + \left(\frac{L}{2} \right)^2 \cdot M_S \right) J = 8 \cdot \left(\frac{1}{12} M_S \cdot L^2 + \left(\frac{L}{2} \right)^2 \cdot M_S \right)$$

In di tabella 3.2 è mostrato l'estratto del foglio di calcolo relativo a questo nuovo problema

Tabella 3.2: Calcolo magnetotorquers a priorità di corrente

Parametri - I (A) **0,100** ρ (Ωm) **1,68E-08** Lato (m) **0,100** B (T) **4,5E-05**

∅ filo (mm)	N° spire	L (m)	R (Ω)	U (V)	M (Nm)	m (kg)	∅ (mm)	ω _D (rad/s)	m _f (kg)	t (s)	t
0,293	1	0,40	0,1	0,01	2,9E-08	0,000	0,3	1,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,093	1	0,40	1,0	0,10	2,9E-08	0,000	0,1	1,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,029	1	0,40	10,0	1,00	2,9E-08	0,000	0,0	1,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,009	1	0,40	100,0	10,00	2,9E-08	0,000	0,0	1,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,066	0	0,04	0,2	0,02	2,9E-09	0,000	0,0	0,1	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,207	1	0,40	0,2	0,02	2,9E-08	0,000	0,2	1,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,656	10	4,02	0,2	0,02	2,9E-07	0,012	2,1	10,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
2,075	101	40,24	0,2	0,02	2,9E-06	1,213	20,8	100,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
0,192	1	0,34	0,2	0,02	2,5E-08	0,000	0,2	1,0	0,142	86400	1g 0h 0m 0s
0,200	1	0,37	0,2	0,02	2,7E-08	0,000	0,2	1,0	0,154	86400	1g 0h 0m 0s
0,211	1	0,42	0,2	0,02	3,0E-08	0,000	0,2	1,0	0,172	86400	1g 0h 0m 0s
0,218	1	0,45	0,2	0,02	3,2E-08	0,000	0,2	1,0	0,184	86400	1g 0h 0m 0s
0,587	8	3,22	0,2	0,02	2,3E-07	0,008	1,7	1,0	0,166	10800	0g 3h 0m 0s
0,240	1	0,54	0,2	0,02	3,8E-08	0,000	0,3	1,0	0,166	64800	0g 18h 0m 0s
0,169	1	0,27	0,2	0,02	1,9E-08	0,000	0,1	1,0	0,166	129600	1g 12h 0m 0s
0,120	0	0,13	0,2	0,02	9,6E-09	0,000	0,1	1,0	0,166	259200	3g 0h 0m 0s

Range di accettabilità dei valori delle relative colonne di tabella -

1,000		7,20		0,035	10,0	100,0	0,166	86400	1g 0h 0m 0s
↑		↑		↑	↑	↑	↑	↑	
0,125		0,00		0,000	0,0	0,0	0,000	0	0g 0h 0m 0s

4. DESIGN / CONCEZIONE

Per quanto riguarda questo capitolo, esso non viene sviluppato in modo particolareggiato, poiché il progetto si è evoluto più in forma teorica che pratica e si è costituito come una serie di studi originali e di ricerche per indicare soluzioni plausibili alla futura missione spaziale Tisat-1.

Questo non ha comportato implementazioni tali da coinvolgere una metodica analisi di design.

Quelle che possiamo riferire in questa sede sono ulteriori idee ed indicazioni sul possibile design fisico del satellite e in particolare dell'architettura interna dei sistemi e delle soluzioni proposte nel capitolo precedente.

In particolare abbiamo identificato i seguenti argomenti :

- ci sembra opportuno adottare una strategia minima di ridondanze, all'interno del satellite, di alcuni componenti fra quelli che abbiamo studiato; segnaliamo gli *accelerometri, i magnetometri, microcamere e/o sistemi di mouse ottici*.
Le ridondanze servono in generale ad assicurare la continuità funzionale in caso di guasti, ma anche in alcuni casi a verificare in tempo reale i dati forniti dai singoli componenti.
- anche la questione del posizionamento reciproco sensori-attuatori, sebbene ovvia, merita di essere messa in evidenza :
fondamentalmente i sensori riportano dati relativi a tre assi ortogonali, questi devono necessariamente coincidere con gli omologhi assi del sistema di controllo dell'assetto, che a loro volta sono gli assi x, y, z del satellite.

La figura che rappresenta un esempio di possibile disposizione di questi elementi all'interno del cubo rappresentante il Tisat-1.

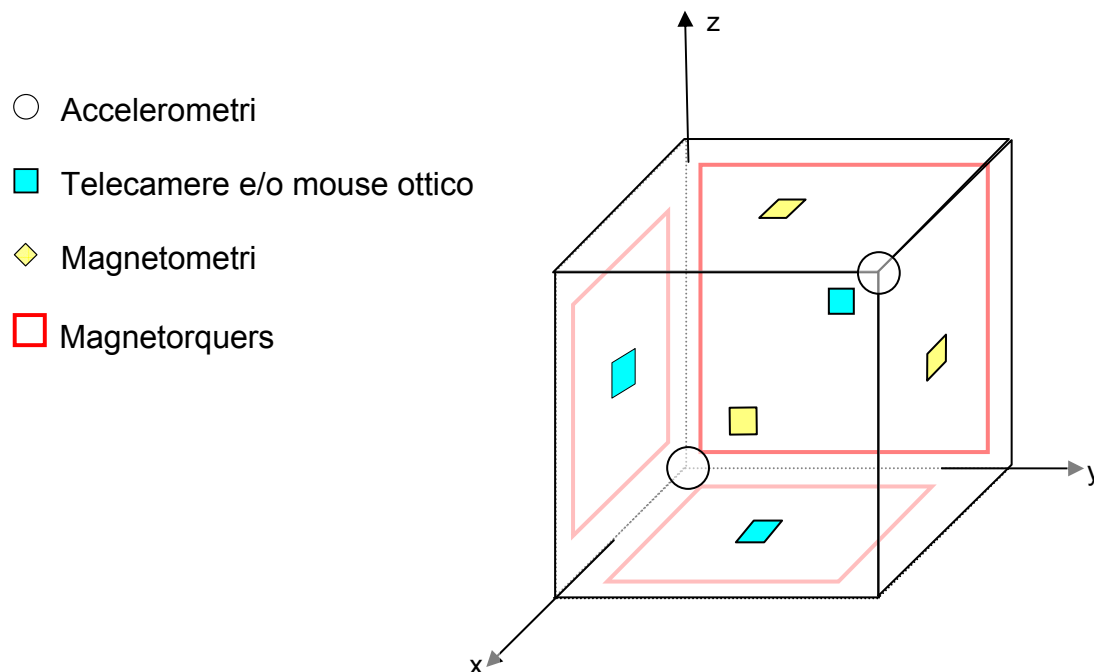


Figura 4.1: Esempio di design interno

5. REALIZZAZIONE / TEST

Anche per quanto riguarda questo capitolo, vale quanto detto per il precedente: esso non viene sviluppato in modo particolareggiato in pratica per gli stessi motivi.

Test significativi non sono stati effettuati per il tempo che avrebbero comportato i preparativi, congiuntamente al ritardo nella fornitura dei componenti ordinati.

Basilarmente sarebbero stati dei test fisici, vale a dire, condotti su modelli posti in simulazione di condizioni ambientali idonee.

In questa sede possiamo riferire delle prove pratiche a cui avevamo pensato:

- dapprima costruzione di modelli di *magnetotorquer* secondo i risultati del programma di calcolo implementato e montaggio all'interno di un "CubeSat" di prova (dimensioni e peso caratteristici), con successivo test di rotazione in sospensione magnetica, in casistiche di utilizzo riconducibili alla missione reale (massima potenza ottenibile e gradi inferiori)
- montaggio degli *accelerometri* su piastre di verifica e dentro a "CubeSat" come al punto precedente, con successivo test di rotazione in sospensione magnetica, in casistiche di utilizzo riconducibili alla missione reale (massima velocità di rotazione plausibile e gradi inferiori, verifica sensibilità minima componente a basse velocità di rotazione)
- test dei *magnetometri* come nei punti precedenti, siccome i dati rilevati da questo tipo di componenti devono essere elaborati in modo differenziale, la verifica in questo caso dovrebbe essere più complessa, ma si potrebbe pensare di elaborare i dati raccolti dalla piastra di verifica in un secondo tempo tenendo conto dei parametri ambientali in cui si è svolto il test.

6. CONCLUSIONI

Anche se le implementazioni del progetto si riducono essenzialmente a fogli per il calcolo dei parametri di costruzione dei dispositivi di controllo d'assetto, il resto del lavoro e degli obiettivi ha comportato una mole non indifferente di studio e di apprendimento della fisica legata alle missioni spaziali con conseguente lavoro di ricerca e documentazione.

Il progetto non costituisce che un tassello di un quadro ampio ed articolato, ma speriamo di aver contribuito, nel piccolo, in modo proficuo allo scopo che l'istituto si è imposto e che i nostri sforzi possano aiutare i collaboratori di progetto a far decollare al più presto la missione vera e propria.

Da parte nostra saremo orgogliosi di aver cooperato ad una missione spaziale.

Se ci è permessa un'annotazione finale, a nostro avviso durante questo semestre i carichi di lavoro paralleli sono stati eccessivi, andando a discapito degli ulteriori possibili sviluppi che avevamo ipotizzato per questo lavoro e che, purtroppo (l'interesse era grande), non hanno potuto avere seguito (vedi anche *Piani di lavoro*).

PIANI DI LAVORO

Piano previsto

PIANO DI LAVORO PREVISTO - PROGETTO DI SEMESTRE ESTIVO

ATTIVITÀ	hh	SETTIMANA																	
		13.3	20.3	27.3	3.4	10.4	24.4	1.5	8.5	15.5	22.5	29.5	5.6	12.6	19.6	26.6	3.7	10.7	
LAVORO PREPARATORIO -	0																		
assegnazione progetto																			
ricerche	3																		
ANALISI -																			
dei requisiti	6																		
delle soluzioni	15																		
ricerche/studi	7																		
briefing/discussioni con committente	8																		
IMPLEMENTAZIONI	47																		
TEST	10																		
DOCUMENTAZIONE	10																		
PRESENTAZIONE	0																		
totale		106																	

Piano effettivo

PIANO DI LAVORO EFFETTIVO - PROGETTO DI SEMESTRE ESTIVO

ATTIVITÀ	hh	SETTIMANA																	
		13.3	20.3	27.3	3.4	10.4	24.4	1.5	8.5	15.5	22.5	29.5	5.6	12.6	19.6	26.6	3.7	10.7	
LAVORO PREPARATORIO -																			
assegnazione progetto	0	█																	
ricerche	2	█	█																
ANALISI -																			
dei requisiti	3				█														
delle soluzioni	25					█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█
ricerche/studi	15					█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█	█
briefing/discussioni con committente	8		█	█															
IMPLEMENTAZIONI																			
Modelli	3																		
Programmi	15																		
DOCUMENTAZIONE																			
	15																		
PRESENTAZIONE																			
	0																		
totale	86																		

GLOSSARIO

Attorica : disciplina ingegneristica che si occupa di dispositivi e sistemi che effettuano una regolazione di tipo automatico, di questa disciplina fanno parte gli attuatori

Attuatore : dispositivo o meccanismo che mette in azione qualcosa automaticamente. “In ingegneria gli attuatori sono un tipo di trasduttore capace di trasformare un segnale in input (tipicamente elettrico) in movimento. Esempi di attuatori sono i motori elettrici, pistoni idraulici, relay, polimeri elettroattivi, attuatori piezoelettrici,…” [1]

Geostazionaria : si dice di “un' orbita circolare e equatoriale, situata ad una altezza tale che il periodo di rivoluzione di un satellite che la percorre coincide con il periodo di rotazione della Terra” [1], un satellite che segue una tale orbita, si trova in pratica fisso sopra il medesimo punto della superficie terrestre

Gravimetria : “è la disciplina che si occupa di misurare il campo gravitazionale. Tale misura può essere volta anche a determinare indirettamente le caratteristiche della materia che a tale campo ha dato origine.” [1]

Magnetoresistivo : si dice di componente elettronico che varia la propria resistività in base all'intensità del campo magnetico esterno.

Sensorica: disciplina ingegneristica che rileva i valori di una grandezza fisica (p. e. temperatura, pressione ecc), o i suoi cambiamenti, e li trasmette a un sistema di controllo [2]

uControllore : microcontrollore, “detto anche *computer single chip* è un sistema a microprocessore completo, integrato in un solo chip. I microcontrollori sono la forma più diffusa e più invisibile di computer. Comprendono la CPU, un certo quantitativo di memoria RAM e memoria ROM (può essere PROM, EPROM, EEPROM o FlashROM) e una serie di interfacce di I/O (input/output) standard, fra cui molto spesso bus (I²C,SPI,CAN,LIN). Le periferiche integrate sono la vera forza di questi dispositivi: si possono avere convertitori ADC e convertitori DAC multicanale, timer/counters, USART, numerose porte esterne bidirezionali bufferizzate, comparatori, PWM.” [1]

BIBLIOGRAFIA

[1]

Wikipedia, <http://it.wikipedia.org>

[2]

Garzanti Linguistica, <http://www.garzantilinguistica.it/>

[3]

Politecnico di Milano - Dipartimento di ingegneria aerospaziale, Palamede, <http://www.aero.polimi.it/~palamede>

[4]

SUPSI Space Lab, Tisat-1, <http://www.spacelab.dti.supsi.ch/tiSat1.html>

[5]

CubeSat Kit, <http://www.cubesatkit.com/>

[6]

Caforio - Ferilli, Physica, Le Monnier, 1989, Nuova edizione

[7]

Tipler, Invito alla fisica, Zanichelli, 1991, Prima edizione

[8]

AAVV, Atlante mondiale svizzero, Conferenza dei direttori cantonali della pubblica educazione, 1981, Prima edizione

[9]

Microsoft, Atlante mondiale Encarta, Microsoft, 1995-96, Prima edizione

ALLEGATI

CD-Rom con:

- Files di documentazione di progetto (cartella “*doc\progetto*”)
 - presente documento
 - programma di calcolo (*Magnetotorquer.xls*)
 - piani di lavoro
 - presentazione
 - descrizione del progetto originale

- Files di documentazione di supporto (cartella “*doc\supporto*”)
 - *datasheet Accelerometro ST LIS3L06AL*
 - *datasheet Magnetometri Philips KMZ51/KMZ52*