

**Raccolta di informazioni sull'assetto per *smallsat***  
SUPSI Space Laboratory  
Ivano Bonesana  
Andrea Spiga  
26 marzo 2006

## Indice

<b>1</b>	<b>CalPoly</b>	<b>2</b>
1.1	CP1 & CP2 . . . . .	2
1.1.1	Sensori . . . . .	2
1.1.2	Attuatori . . . . .	2
<b>2</b>	<b>Aalborg University</b>	<b>2</b>
2.1	AAU-Cubesat . . . . .	2
2.1.1	Sensori . . . . .	2
2.1.2	Attuatori . . . . .	2
<b>3</b>	<b>University of Toronto</b>	<b>2</b>
3.1	CanX-1 . . . . .	2
3.1.1	Sensori . . . . .	2
3.1.2	Controllori . . . . .	2
<b>4</b>	<b>Stanford University</b>	<b>3</b>
4.1	QuakeSat . . . . .	3
4.1.1	Sensori . . . . .	3
4.1.2	Attuatori . . . . .	3
4.2	KatySat . . . . .	3
4.2.1	Sensori . . . . .	3
4.2.2	Attuatori . . . . .	3
<b>5</b>	<b>University of Washington</b>	<b>3</b>
5.1	CubeSat . . . . .	3
5.1.1	Sensori . . . . .	3
5.1.2	Attuatori . . . . .	3
<b>6</b>	<b>Tokyo Tech</b>	<b>3</b>
6.1	CUTE-1 . . . . .	3
6.1.1	Sensori . . . . .	3
6.1.2	Attuatori . . . . .	3
<b>7</b>	<b>University of Kansas</b>	<b>3</b>
7.1	Kute-1 . . . . .	3
7.1.1	Sensori . . . . .	3
7.1.2	Attuatori . . . . .	4
<b>8</b>	<b>National Space Office Taiwan</b>	<b>4</b>
8.1	YamSat . . . . .	4
8.1.1	Sensori . . . . .	4
8.1.2	Attuatori . . . . .	4
	<b>Riferimenti bibliografici</b>	<b>4</b>

# 1 CalPoly

## 1.1 CP1 & CP2

### 1.1.1 Sensori

**Sensore solare** a quattro elementi per determinare l'orientamento del satellite rispetto al Sole su due assi. All'interno, amplificatori di precisione producono dal segnale dei quattro sensori un output tra 0 e 5 V.

**Magnetometri** a 3 assi Honeywell HMC1052.

**Sensore di orizzonte** è un sistema basato su una camera CCD in grado di determinare la direzione della Terra unita alla rilevazione della corrente nei pannelli fotovoltaici che fungono da sensore solare.

### 1.1.2 Attuatori

Il *Magnetorquer* è un elettromagnete controllato da un sistema elettronico in grado di commutare l'energia dalla bobina su di una linea digitale collegata al computer di bordo.

# 2 Aalborg University

## 2.1 AAU-Cubesat

### 2.1.1 Sensori

**Sensore solare**

**Magnetometri** a tre assi

### 2.1.2 Attuatori

Il controllo avviene con tre bobine montate sulle facce del satellite perpendicolari una all'altra. Queste bobine generano un campo magnetico che interagisce con quello terrestre modificando l'assetto del satellite.

Il controllo di assetto avviene in due modalità. Quando è stato appena lanciato il satellite non ha un riferimento. Il suo scopo è quindi di ridurre l'energia cinetica di rotazione finché non viene stabilito il contatto con la Terra. Una volta acquisiti i parametri orbitali designati il satellite converge su di essi mediante un controllore con filtro di Kalman (constant gain).

# 3 University of Toronto

## 3.1 CanX-1

### 3.1.1 Sensori

**Magnetometro** a 3 assi digitale Honeywell HMR2300 (28 g, 74.9x30.5 mm, 0.228 W) con risoluzione di  $70\mu\text{gauss}$  in un intervallo di  $\pm 2$  gauss.

### 3.1.2 Controllori

Tre bobine di rame (21 g, 75x33x3 mm, 380 spire, 333 mW) orientate ortogonalmente generano un dipolo magnetico che produce un momento che interagisce col campo magnetico terrestre. Ogni spira produce un momento di torsione minimo di  $2.33 \cdot 10^{-6}$  Nm.

Il controllo è affidato all'OBC che riceve i dati dai magnetometri e accende o spegne le linee di corrente nelle bobine.

## 4 Stanford University

### 4.1 QuakeSat

#### 4.1.1 Sensori

**Sensore solare** , l'orientamento rispetto al Sole è calcolato sfruttando la corrente all'interno dei pannelli solari. Una forte limitazione è però derivata dalla perdita di intensità delle correnti nei pannelli.

**Infrarossi** per definire in modo approssimativo l'assetto valutando la luce ricevuta sull'asta del magnetometro. L'intensità maggiore deriva dal satellite rivolto verso Terra.

#### 4.1.2 Attuatori

Per il controllo passivo sono stati usati quattro magneti permanenti ALNICO 8HE che forniscono una stabilizzazione passiva dell'assetto, quindi non regolata da controllori. Nelle scelte dei progettisti il satellite avrebbe dovuto orientarsi lungo le linee di forza del campo magnetico terrestre ruotando lungo l'asse maggiore.

### 4.2 KatySat

#### 4.2.1 Sensori

#### 4.2.2 Attuatori

## 5 University of Washington

### 5.1 CubeSat

#### 5.1.1 Sensori

#### 5.1.2 Attuatori

## 6 Tokyo Tech

### 6.1 CUTE-1

#### 6.1.1 Sensori

**Giroscopi** montati su apposite schede poste perpendicolarmente una all'altra, per la acquisire la velocità angolare su due assi.

**Accelerometri** in grado di misurare accelerazioni su due assi, CUTE-I ne monta due, quindi è in grado di misurare accelerazioni su 4 assi.

**CMOS camera (Sun sensor)** per l'orientamento spaziale rispetto al sole (luminanza). L'angolo di assetto dato dalla ground station è impostato rispetto al Sole.

#### 6.1.2 Attuatori

## 7 University of Kansas

### 7.1 Kute-1

#### 7.1.1 Sensori

**Magnetometri** Honeywell HMC 2003;

**Sensori solari** Silonex SLSD-71NB;

**Sensori di temperatura** BetaTHERM 10k3A1A.

### 7.1.2 Attuatori

Sono stati utilizzati 3 *Magnetorquer* con spire in rame da 409 avvolgimenti. Il tutto per una massa complessiva di 42 g in dimensioni di 72.4x79 mm.

I modi operativi del sottosistema ADCS sono 5:

1. Inizializzazione: che corrisponde all'accensione del sistema;
2. *Fail Safe*: il sistema attende un comando per passare allo stato 3;
3. *Detumbling*: stabilizzazione del satellite;
4. *Power Safe*: un vertice del satellite viene puntato verso il sole in modo da massimizzare la resa dei pannelli solari;
5. Camera: l'assetto del satellite viene impostato in modo da poter acquisire un'immagine della Terra.

Il microcontrollore destinato al sottosistema ADC è un PIC18F4220 che si interfaccia col computer di bordo tramite bus  $I^2C$ .

Il sistema prevede inoltre lo sfruttamento di dati sull'Albedo per correggere l'assetto.

## 8 National Space Office Taiwan

### 8.1 YamSat

#### 8.1.1 Sensori

**Magnetometri** a 3 assi.

#### 8.1.2 Attuatori

Sono usate 2 bobine.

## Riferimenti bibliografici

- [1] *Active Antennas for CubeSat Applications*, Timothy S. Fujishige, Aaron T. Ohta, Michael A. Tamamoto, Darren S. Goshi, Blaine T. Murakami, Justin M. Akagi, Wayne A. Shiroma, University of Hawaii at Manoa, Department of Electrical Engineering, SSC02-V-2; Active Antennas for CubeSat Applications
- [2] *The Electronic System Design, Analysis, Integration, and Construction of the Cal Poly State University CP1 CubeSat*, Jake A. Schaffner Electrical Engineering Dept. Project Manager, Advisor: Dr. J. Puig-Suari Aerospace Engineering Dept.;
- [3] *Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite1*, Jordi Puig-Suari Aerospace Engineering Dept., Clark Turner Computer Science Dept., William Ahlgren Electrical Engineering Dept.;
- [4] *A cubesat derived design for a unique academic research mission in earthquake signature detection*, Matthew Long, Allen Lorenz, Greg Rodgers, Eric Tapio, Glenn Tran, Keoki Jackson, Robert Twiggs, Aeronautics and astronautics, Stanford University, T. Bleier Stellar Solutions, SSC02-IX-6;
- [5] *QuakeSat Lesson Learned: Notes from the Development of a Triple CubeSat*, Tom Bleier, Paul Clarke, Jamie Cutler, Louis DeMartini, Clark Dunson, Scott Flagg, Allen Lorenz, Eric Tapio, QuakeFinder, LLC;
- [6] *Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1)*, G. James Wells, Luke Stras, Tiger Jeans, Advisors: Dr. R. E. Zee Manager Space Flight Laboratory, F. M. Prannajaya CanX Program Manager, D. G. Foisy SFL Computer Engineer, Space Flight Laboratory, University of Toronto Institute for Aerospace Studies;

- [7] *CubeSat Project Critical Design Review*, University of Tokyo,  
<http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/publication/cdr.ppt>;
- [8] *Tokyo Tech CubeSat: CUTE-I - Design & Development of Flight Model and Future Plan -*, Koji Nakaya, Kazuya Konoue, Hiroataka Sawada, Kyoichi Ui, Hideto Okada, Naoki Miyashita, Masafumi Iai, Tomoyuki Urabe, Nobumasa Yamaguchi, Munetaka Kashiwa, Kuniyuki Omagari, Ikutaro Morita and Saburo Matunaga Laboratory for Space Systems, Tokyo Institute of Technology.