

Executive Summary per il Progettino del Corso di Strumentazione Spaziale dell'AA23/24

Andrés María Majorana^a, Damiano Scrascia^a, Dario Marotti^a, Francesco Griguol^a

^aUniversità degli Studi di Padova, Dipartimento di Ingegneria Industriale - dii, Via Venezia 1, Padova, 35131, Veneto, Italia

Abstract

In questo report viene presentato il design preliminare della sensoristica di un cubesat 3U relativa alla determinazione dell'assetto per osservazione terrestre. A seguire la analisi di covarianza per stimare l'accuratezza dei sensori.

Keywords: Cubesat, Sensore, Nadir Pointing, Covarianza

1. Introduzione

Si analizzi un cubesat a 3U in orbita circolare all'altezza di 600km ed inclinazione 51°. Il cubesat deve osservare la Terra e la determinazione di assetto deve essere fatta sui tre assi con un'accuratezza su ogni asse migliore di 1° con livello di confidenza 2σ, che sia valida per qualsiasi valore del RAAN dell'orbita e con l'elevazione del Sole compresa fra ±23.4%.

Vengono illustrati la quantità e la tipologia di sensori scelti, dove quest'ultimi sono posizionati nel cubesat e i riferimenti esterni. I sensori scelti rispettano i seguenti vincoli, esposti in [Tab. 1].

Volume Budget [m ³]	Power Budget [W]	Mass Budget [kg]
1U=1e-3	2	0.3

Tabella 1: Requisiti di sistema.

2. Design preliminare della sensoristica

Si espone la scelta e la disposizione dei sensori.

2.1. Scelta dei sensori

I sensori commercialmente disponibili sono scelti dal catalogo dell'azienda *CubeSpace Satellite Systems*. I sensori selezionati sono [Tab. 2,3]:

	CubeSense Sun	CubeSense Earth
Tipologia	Sensore di Sole	Sensore di orizzonte IR
Quantità	1	1
Accuratezza	0.2°	1°
Massa	15g	18g
Field of View	166°	90°
Dimensioni	35 × 22 × 24 [mm]	35 × 24 × 20 [mm]

Tabella 2: Sensore di Sole e di orizzonte.

CubeStar	
Tipologia	Sensore di stelle
Quantità	1
Accuratezza	0.02°
Massa	47g
Field of View	59°
Dimensioni	35 × 49 × 24 [mm]

Tabella 3: Sensore di stelle.

Il funzionamento nominale prevede l'uso combinato del sensore di Sole e quello di orizzonte. In eclisse orbitale, il sensore di Sole non ha alcun rilevamento: si fa quindi affidamento al sensore di stelle, garantendo sempre il puntamento a due riferimenti esterni diversi.

2.2. Disposizione dei sensori

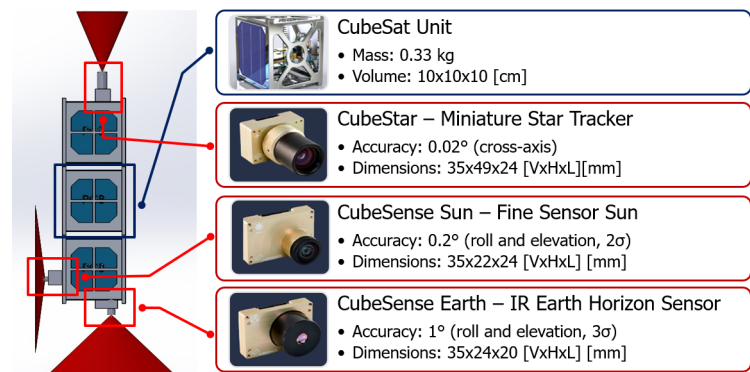


Figura 1: Disposizione dei sensori nel cubesat.

Si faccia riferimento a [Fig. 1].

Il satellite ha un assetto *Nadir pointing*, dato che svolge attività di osservazione terrestre. Sfruttando la stabilizzazione passiva a gradiente gravitazionale, il satellite a 3U è disposto radialmente, lungo il suo asse di minima inerzia. Il cubesat è

allineato con il sistema di riferimento orbitale LVLH¹: questo sistema orbitale costituisce il sistema di riferimento vincolante per il sistema di riferimento body del cubesat.

Il sensore di orizzonte *CubeSense Earth* è posizionato sulla faccia z^+ del satellite che punta sempre verso la Terra. Il sensore di orizzonte lavora nell'infrarosso: dunque, il suo funzionamento e i suoi rilevamenti funzionano anche in eclisse.

Il sensore di stelle *CubeStar* è posizionato sulla faccia z^- , opposta a quella dove si è posizionato il sensore di orizzonte. Questo garantisce un puntamento sempre verso la volta celeste. Il sensore può puntare da 1 a 15 stelle, con varie combinazioni di azimuth ed elevazione. Tuttavia, data l'inclinazione dell'orbita e il FOV² dello strumento, le elevazioni delle stelle possibili da tracciare sono comprese tra $\pm 80.5^\circ$.

Il sensore di Sole *CubeSense Sun* è posizionato sulla faccia x^+ , che guarda nella stessa direzione del vettore velocità. La faccia del sensore di Sole non entra in eclisse, data la natura dell'orbita circolare e la tipologia di sistema orbitale vincolante.

3. Validazione dell'accuratezza nella determinazione d'assetto a tre assi

Per garantire una determinazione dell'assetto a tre assi con i vincoli di accuratezza imposti [cfr. 1], si è seguito il seguente modello:

1. Acquisizione degli angoli d'assetto;
2. Perturbare gli angoli di assetto in funzione delle accuratezze dei singoli sensori;
3. Analisi di covarianza degli errori.

Tutto ciò è svolto per ogni secondo di percorrenza orbitale del satellite.

3.1. Acquisizione degli angoli d'assetto

Un modello *Simulink* di propagazione orbitale restituisce gli angoli d'assetto per ogni secondo di propagazione orbitale.

Si parte dal blocco *Spacecraft Dynamics*, in cui si specifica:

- la massa e le dimensioni del cubesat: ergo $m = 3,99\text{kg}$ e dimensioni $10 \times 10 \times 10\text{cm}$.
- la data di partenza della missione in tempo Giuliano: la data di partenza della missione è il solstizio di inverno dell'anno corrente (Venerdì 22 dicembre, ore 03:27UTC), ergo $\text{JD}=2460301\text{s}$;
- i suoi momenti di inerzia principali, riferiti al sistema di riferimento body: $I_{xx} = I_{yy} = 0,0333\text{kgm}^2$, $I_{zz} = 0,0067\text{kgm}^2$;
- i parametri orbitali e la posizione orbitale iniziale del cubesat: la posizione orbitale iniziale è posta al nodo ascendente, avente un RAAN= 90° ;

¹Local Vertical Local, Horizon: asse x allineato con la verticale locale, asse y tangente alla traiettoria orbitale e asse z chiude la terna. È un sistema di riferimento orbitale.

²Field of View.

- l'orientamento iniziale del cubesat rispetto al sistema di riferimento ECI³ è *Nadir pointing*:

Il blocco computa anche le perturbazioni di terzo corpo lunisolari, la resistenza atmosferica e la pressione di radiazione solare: questi parametri sono stati trascurati nell'analisi che segue.

Il blocco *Spacecraft Dynamics* comunica con il blocco *Attitude Profile (Nadir Pointing)*, che vincola il sistema di riferimento body del cubesat a quello LVLH, garantendo un puntamento a Nadir costante lungo tutta la propagazione orbitale [Fig. 2].

La simulazione di propagazione orbitale dura il periodo di due orbite intere, ovvero 11603s.

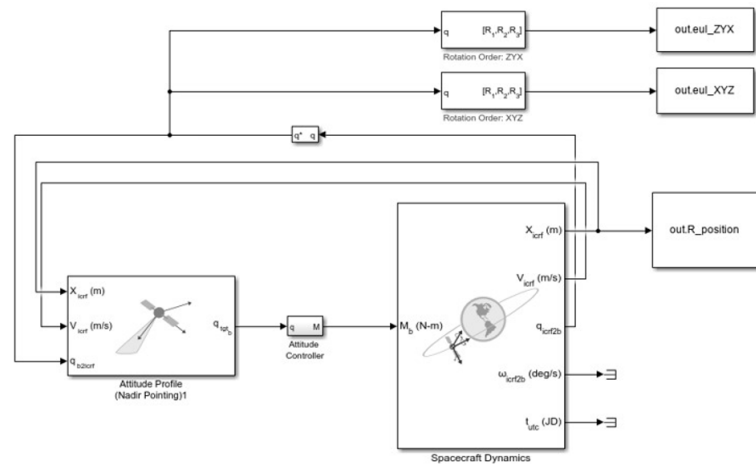


Figura 2: Schema a blocchi *Simulink*.

Dal blocco *Spacecraft Dynamics* si ricavano gli angoli d'assetto per ogni secondo di propagazione orbitale, in modo tale da poter esprimere qualsiasi vettore tridimensionale sia nel sistema di riferimento inerziale ECI, che in quello body del cubesat stesso.

Tuttavia, la determinazione d'assetto si può esprimere anche come lo scostamento del sistema di riferimento body rispetto al sistema di riferimento inerziale centrato nel cubesat⁴. Il sistema di riferimento inerziale centrato nel cubesat è il sistema di riferimento ECI spostato di una traslazione rigida: il vettore di traslazione è il vettore posizione del cubesat lungo la sua orbita.

Dunque, gli angoli d'assetto ricavati dal blocco *Spacecraft Dynamics*, pur essendo espressi rispetto ad un sistema di riferimento ECI, possono perfettamente esprimere gli angoli di rotazione rispetto ad un sistema di riferimento inerziale centrato nel cubesat.

Infine, gli angoli d'assetto servono per ottenere le rispettive matrici di rotazione per passare da un sistema di riferimento all'altro.

³Il sistema di riferimento ECI è centrato nella Terra, con asse x diretto al punto Vernale, asse z puntato verso il polo Nord geografico e l'asse y chiude la terna.

⁴Sistema di riferimento centrato nel cubesat, con asse x che è diretto verso il punto Vernale, asse z che è equipollente all'asse z del sistema ECI e l'asse y chiude la terna.

3.2. Determinazione dei riferimenti esterni

La scelta dei riferimenti esterni necessari per la determinazione d'assetto a tre assi è vincolata alla tipologia dei sensori adoperati. In questo studio i riferimenti esterni sono dunque il Sole, la Terra e una stella con azimuth ed elevazione compresi tra i valori limite [cfr. 2.2]. Di conseguenza, si identificano i seguenti vettori di riferimento: *Sun-vector*, *Nadir-vector* e il vettore di puntamento stellare.

I vettori di riferimento hanno le loro coordinate espresse nel sistema di riferimento inerziale centrato nel cubesat:

- il *Nadir-vector* è l'opposto del vettore di posizione del cubesat espresso nel sistema di riferimento ECI. Questo vettore posizione si estrae dal blocco *Spacecraft Dynamics*;
- il *Sun-vector* si determina con l'ausilio della MATLAB function *approxECISunPosition*⁵. Le coordinate del *Sun-vector* nel sistema di riferimento inerziale del satellite si ottengono come la somma vettoriale tra lo stesso vettore espresso nel sistema di riferimento ECI e il vettore di Nadir;
- il vettore di puntamento stellare esprime le coordinate di una stella a scelta arbitraria nel sistema di riferimento inerziale centrato nel cubesat.

Si hanno così i vettori di riferimento dei bersagli esterni in coordinate espresse nel sistema di riferimento inerziale body del cubesat. Tramite le opportune matrici di rotazione [cfr. 3.1], questi vettori si possono esprimere nel sistema di riferimento body del cubesat.

3.3. Perturbazione degli angoli d'assetto

La massima perturbazione degli angoli d'assetto è vincolata all'accuratezza dei singoli sensori. L'orientamento angolare di ogni vettore di riferimento, espresso in coordinate body, è perturbato da un rumore a distribuzione gaussiana, proporzionale all'accuratezza del sensore rispettivo.

Si hanno così i vettori di riferimento espressi sia nel sistema di riferimento body perturbati, che nel sistema di riferimento inerziale centrato nel satellite.

Il calcolo degli angoli d'assetto perturbati dalle imprecisioni dei sensori si ottengono tramite l'algoritmo QuEST.

Infine si computa la differenza tra gli angoli d'assetto perturbati dalle imprecisioni dei sensori e gli angoli d'assetto non perturbati, intesi come "veri", ottenuti dal blocco *Spacecraft Dynamics* di Simulink. Tale differenza costituisce l'errore che commetterebbe il sensore nella determinazione degli angoli d'assetto [Fig. 3].

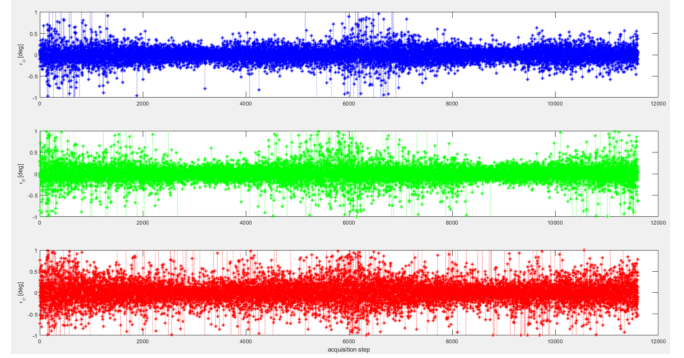


Figura 3: Gli errori nella determinazione d'assetto a tre assi per angoli di rollio, beccheggio ed imbardata rispettivamente in blu, verde e rosso. Per ogni angolo di assetto, si ha sull'asse delle ordinate l'errore commesso espresso in grado e sull'asse delle ascisse il secondo di propagazione orbitale. Dunque, l'asse delle ascisse è compreso tra 0 e 11603s, mentre si osserva come gli errori angolari siano inferiore in valore assoluto ad 1° .

3.4. Analisi di covarianza degli errori

La matrice di covarianza è ottenuta tramite la MATLAB function *cov*. Dalla matrice di covarianza, si ottiene la relativa matrice degli autovettori e i rispettivi autovalori.

Gli autovettori definiscono l'orientamento degli assi dell'ellissoide degli errori, mentre gli autovalori la loro grandezza.

La lunghezza degli assi dell'ellissoide degli errori [Fig. 4] sono riscalati dal parametro K , che determina il livello di confidenza misurato in deviazioni standard. Per lo studio descritto, si vuole un livello di confidenza 2σ .

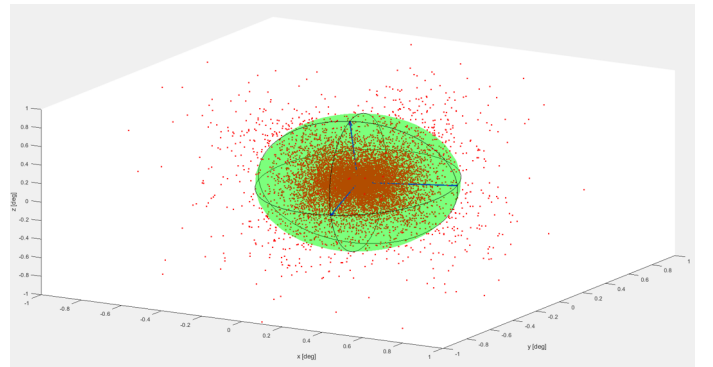


Figura 4: Ellissoide degli errori.

Nel caso di distribuzione Gaussiana a tre gradi di libertà, la probabilità degli errori di essere contenuti nell'intervallo di incertezza $[-2\sigma, 2\sigma]$ è del 73,85%.

4. Conclusioni

Le soluzioni di sensori prese in considerazione rispettano i requisiti di progetto riguardanti il consumo di potenza, la massa complessiva e l'ingombro.

Confrontando le simulazioni Matlab e Simulink con una simulazione orbitale GMAT si osserva che la propagazione di assetto nadir-pointing è accurata.

⁵Calcola la posizione del Sole in coordinate ECI note le coordinate temporali UTC. Per più informazioni: mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/78766-approxecisunposition.

Dallo studio degli errori si verifica che l'accuratezza delle misure su ogni asse rispetta il requisito di 1°. Dall'analisi di covarianza si osserva che la distribuzione statistica a 2σ soddisfa le aspettative per quanto riguarda l'ellissoide di incertezza.

5. Bibliografia

[1] - E. Lorenzini & A. Valmorbida & G. Anese, *Appunti del Corso di Strumentazione Spaziale*, Università degli Studi di Padova (Dipartimento di Ingegneria Industriale), 2023;

[2] - CubeSpace Satellite Systems, *ADCS Sensors GEN2*, <https://www.cubespace.co.za/>, 2022.