

Inviare per posta elettronica entro le **ore 24 del 2/6/2011** una breve relazione (in pdf), allegando grafici e sorgenti MATLAB. Sinteticità e completezza!

Inviare la prova a: luciano.iess@uniroma1.it e antonio.genova@uniroma1.it

Indicare nel campo "Oggetto" del messaggio: "Prova 2 – Nome Cognome"

ESERCITAZIONE N. 2

Controllo d'assetto ad un asse.

La missione ESA STE-QUEST (Space-Time Explorer) prevede l'immissione in orbita geocentrica di un satellite che ospita a bordo un orologio atomico (fontana di cesio) e un interferometro atomico.

L'orbita del satellite ha le seguenti caratteristiche:

Periodo	16 h
SMA	32203.7 km
Eccentricità	0.7802
Inclinazione	63.43 deg
RAAN	336 deg
Argomento perigeo	342 deg
Anomalia vera	0 deg

Si supponga che il satellite abbia le seguenti caratteristiche:

Momenti d'inerzia:

$$I_x = 500 \text{ kg-m}^2$$

$$I_y = 1000 \text{ kg-m}^2$$

$$I_z = 400 \text{ kg-m}^2$$

Antenna:

$$\text{diametro} = 3 \text{ m}$$

$$\text{frequenza operativa} = 28.5 \text{ GHz}$$

Pannello solare:

$$\text{superficie} = 10 \text{ m}^2$$

distanza centro di pressione-centro di massa (CP-CM): 2 m

vettore CP-CM nel piano orbitale, costante lungo l'orbita; si supponga che la normale al pannello punti sempre al sole e che il pannello abbia massa trascurabile rispetto la massa del satellite.

Il satellite è stabilizzato mediante ruote d'inerzia. In questo problema si considera soltanto la dinamica lungo l'asse di beccheggio (pitch), che è controllata da una ruota d'inerzia con le seguenti caratteristiche:

$$I_w = 0.0541 \text{ kg-m}^2$$

$$\text{Intervallo operativo} = -4000/+4000 \text{ rpm}$$

$$\text{Potenza max} = 30 \text{ W}$$

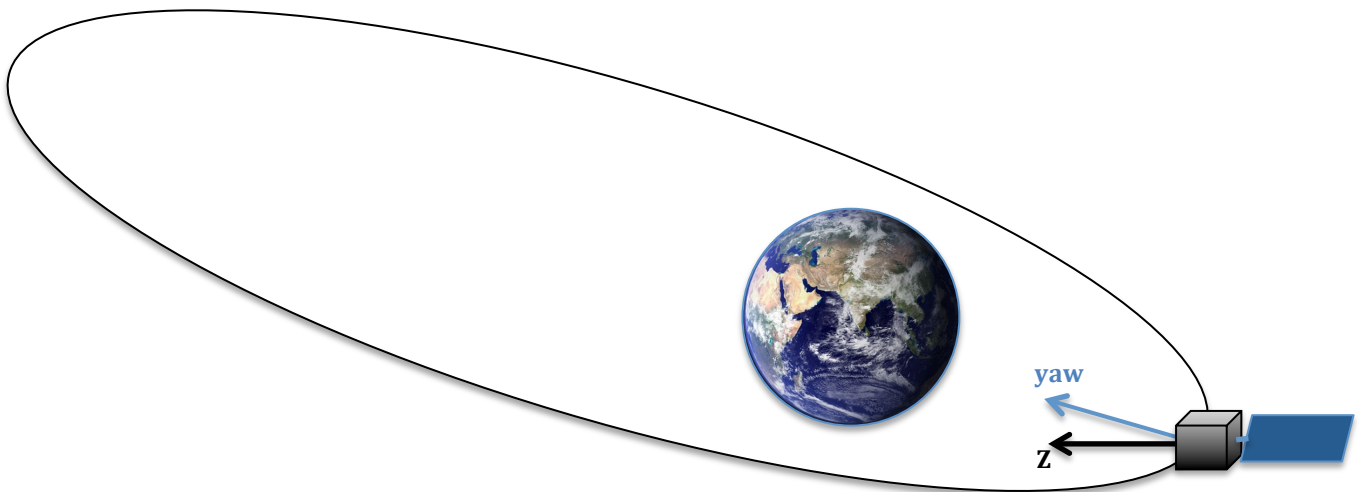
$$\text{Corrente max} = 2.25 \text{ A}$$

$$k_w = 0.0027 \text{ V/rpm}$$

$$k_M = 0.0622 \text{ N-m/A}$$

$$\text{Resistenza} = 1.2 \text{ Ohm}$$

$$\text{Capacità max} = 22.6 \text{ N-m-s @ 4000 rpm}$$



Si supponga che la ruota venga attivata al perigeo con la funzione di mantenere l'antenna del satellite, il cui asse ottico è allineato secondo l'asse +z del satellite, verso nadir. L'accuratezza di puntamento deve essere tale da mantenere la direzione nadir entro un angolo pari alla metà dell' HPBW (half-power beamwidth) dell'antenna. (Nella missione reale l'antenna punterà verso una stazione di terra. Il controllo risulterà quindi più complesso). Si supponga inoltre che al perigeo l'angolo di pitch sia pari a 5 gradi (angolo di errore iniziale), e che la velocità angolare iniziale (lungo lo stesso asse) sia $2''/\text{s}$.

- 1) Produrre il grafico dell'anomalia vera¹, della velocità angolare e dell'accelerazione angolare orbitale in funzione del tempo (per un'orbita)
- 2) Determinare una legge di controllo (k_p e k_d) in modo che il puntamento desiderato venga raggiunto in un tempo massimo di 50 s
- 3) Produrre i grafici delle seguenti quantità (per tre orbite)
 - Velocità angolare della ruota;

¹ Si utilizzi, per es., il metodo di Newton-Raphson per risolvere l'equazione di Keplero.

- Potenza assorbita dalla ruota;
 - Coppia generata dalla ruota;
- 4) Commentare i grafici ottenuti;
 - 5) Determinare il tempo impiegato a saturare la ruota.