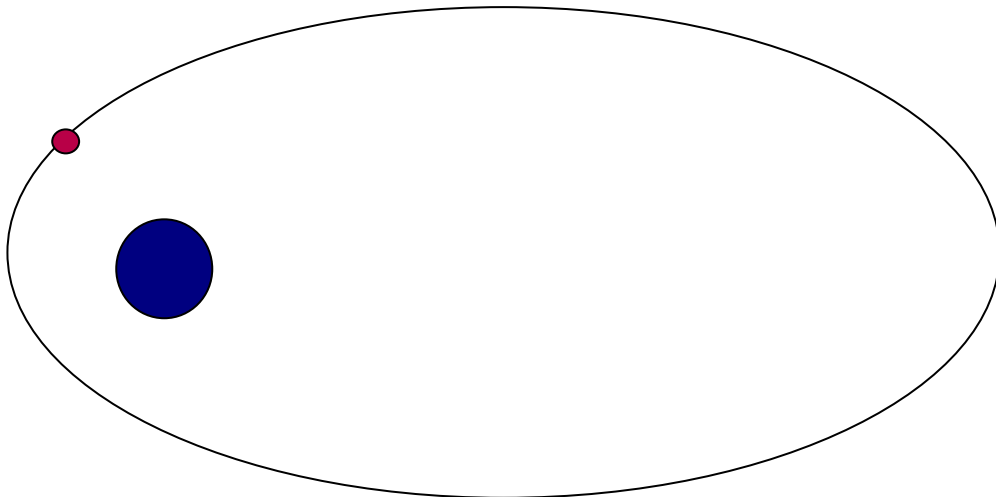


## Missioni e sistemi spaziali – ESERCIZIO



Si consideri un satellite in orbita equatoriale eccentrica.

Il tracking è eseguito da una stazione di terra posta all'equatore alla longitudine  $\alpha_s$  rispetto al meridiano di riferimento.

Il pianeta ha un raggio di 6000 km ed una velocità di rotazione pari  $7e-5$  rad/s.

**Al 7/05/2010 13:00:00.0000 ET ( $T_0$ ) si hanno le seguenti informazioni a priori:**

$$X_0 = 7308 \pm 5 \text{ Km}$$

$$Y_0 = -2581 \pm 5 \text{ Km}$$

$$V_{X0} = 1.052334 \pm 0.000100 \text{ Km/s}$$

$$V_{Y0} = 7.782104 \pm 0.000100 \text{ Km/s}$$

$$\mu = 389425 \pm 1000 \text{ km}^3/\text{s}^2$$

$$\alpha_s = 120.50^\circ \pm 0.10^\circ$$

All'istante iniziale  $T_0$  l'asse x del sistema di riferimento PCI (Planet Center Inertial) è orientato in direzione del meridiano di riferimento.

- **Si stimi il vettore di stato iniziale, il parametro gravitazionale e la longitudine della stazione con le relative incertezze.**
- **Si indichino i corrispondenti valori di semiasse, eccentricità, longitudine del pericentro e anomalia vera iniziale.**
- **Si propaghi la matrice di covarianza e si determini l'incertezza sul vettore di stato al 7/05/2010 18:00:00.0000 ET**

*N.B. L'epoca J2000 è riferita al 01-01-2000 12:00:00.000 ET*

*N.B. I Dati sono contenuti nel file observables.txt*

Inviare, entro le ore 24.00 del 9/5, all'indirizzo [Luciano.Iess@uniroma1.it](mailto:Luciano.Iess@uniroma1.it) un file .tar/.zip/.rar contenente:

- un file pdf contenente la soluzione del problema e una sintetica spiegazione del procedimento usato
- un file contenente il codice Fortran o Matlab o C utilizzato per risolvere il problema