Algoritmo de resolución

Dado los elementos orbitales iniciales $(h, e, a, T, i, \omega_0, \Omega_0, \theta_0)$ de un satélite en relación con el marco ecuatorial geocéntrico, calcular la ascensión recta α y la declinación δ relativas a la Tierra rotatoria después de un intervalo de tiempo Δt.

1. Calcular $\dot{\Omega}$ y $\dot{\omega}$ a partir de las ecuaciones:

$$\dot{\Omega} = -\left[\frac{3}{2}\frac{\sqrt{\mu}J_2R^2}{(1-e^2)^2a^{7/2}}\right]\cos i \qquad \dot{\omega} = -\left[\frac{3}{2}\frac{\sqrt{\mu}J_2R^2}{(1-e^2)^2a^{7/2}}\right]\left(\frac{5}{2}\sin^2 i - 2\right)$$

2. Calcular el tiempo inicial t_0 (tiempo desde el paso por el perigeo):

    a) Encontrar la anomalía excéntrica E_0 a partir de la ecuación

$$E = 2\tan^{-1}\left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}\tan\frac{\theta}{2}\right)$$

    b) Encontrar la anomalía media M_0 a partir de la ecuación

$$M_e = E - e\sin E$$

    c) Encontrar t_0 a partir de la ecuación

$$t = \frac{M_e}{2\pi}T$$

3. En el tiempo $t = t_0 + \Delta t$, calcular α y δ.

    a) Calcular la anomalía verdadera:

        i. Encontrar M a partir de la ecuación

$$M_e = \frac{2\pi}{T}t$$

        ii. Encontrar E a partir de la ecuación (usando *kepler_E.m*[1])

---

[1] Esta función utiliza el método de Newton para resolver la ecuación de Kepler $E - e \cdot sin(E) = M$ para la anomalía excéntrica, dada la excentricidad y la anomalía media.

$$M_e = E - e\sin E$$

iii. Encontrar θ a partir de la ecuación

$$\tan\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}\tan\frac{\theta}{2}$$

b) Actualizar Ω y ω: $\Omega = \Omega_0 + \dot{\Omega}\,\Delta t$ $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega_0} + \boldsymbol{\omega}\Delta t$.

c) Encontrar $\{\boldsymbol{r}\}_X$ usando *sv_from_coe.m*[2]

d) Encontrar $\{\boldsymbol{r}\}_{x'}$ usando las ecuaciones

$$[R_3(\theta)] = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad \theta = \omega_T(t - t_0)$$

$$\{\boldsymbol{r}\}_{x'} = [R_3(\theta)]\{\boldsymbol{r}\}_X$$

e) Utilizar el *ra_and_dec_from_r.m*[3] para calcular α y δ a partir de $\{\boldsymbol{r}\}_{x'}$.

4. Repetir el Paso 3 para tiempos adicionales ($t = t_0 + 2\Delta t, t = t_0 + 3\Delta t,\ etc.$)

[2] Esta función calcula el vector de estado (r,v) a partir de los elementos orbitales clásicos (coe).

[3] Esta función calcula la ascensión recta y la declinación a partir del vector de posición ecuatorial geocéntrico.