

## Problema 1<sup>1</sup>

Rodrigo Alcaraz de la Osa

Cantabria 2016

Una lanzadera espacial coloca un satélite artificial a 15000 km del centro de la Tierra con una velocidad de 5600 m/s que forma un ángulo de 72° con la dirección radial. Calcula:

- Posición del apogeo y perigeo de la órbita que sigue el satélite.
- Velocidad del satélite en esos puntos.
- Período orbital del satélite.

Datos: Masa de la Tierra =  $5.98 \times 10^{24}$  kg y  $G = 6.67 \times 10^{-11}$  Nm<sup>2</sup>/kg<sup>2</sup>.

Sea  $r_0 = 15000$  km la distancia inicial a la que se encuentra el satélite del centro de la Tierra y  $v_0 = 5600$  m/s su velocidad inicial, la cual forma un ángulo  $\theta_0 = 72^\circ$  con la dirección radial<sup>2</sup>.

- Utilizamos la CONSERVACIÓN tanto de la ENERGÍA mecánica total como del MOMENTO ANGULAR. La energía mecánica inicial,  $E_0$ , viene dada por

$$E_0 = E_{c_0} + E_{p_0} = \frac{1}{2}mv_0^2 - \frac{GMm}{r_0},$$

mientras que el módulo del momento angular inicial es

$$L_0 = |\mathbf{L}_0| = m|\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0| = mr_0v_0 \sin \theta_0$$

En una posición cualquiera,  $r$ , la energía mecánica total será

$$E = E_c + E_p = \frac{1}{2}mv^2 - \frac{GMm}{r},$$

siendo el módulo del momento angular<sup>3</sup>

$$L = |\mathbf{L}| = m|\mathbf{r} \times \mathbf{v}| = mrv \sin \theta$$

Igualando los momentos angulares obtenemos

$$L_0 = L \Rightarrow v = \frac{r_0v_0 \sin \theta_0}{r \sin \theta} \quad (1)$$

Igualando las energías mecánicas totales y sustituyendo  $v$  por (1) llegamos a la ecuación de segundo grado para  $r$ :

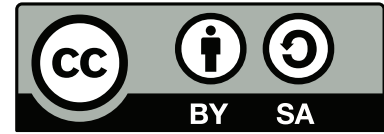
$$\left(v_0^2 - \frac{2GM}{r_0}\right)r^2 + 2GMr - \left(\frac{r_0v_0 \sin \theta_0}{\sin \theta}\right)^2 = 0$$

Esta ecuación tiene 2 SOLUCIONES. Particularizando para el apogeo,  $r_a$ , y el perigeo,  $r_p$ , donde  $\theta = \pi/2$ , obtenemos:

$$r_a = 2.47 \times 10^7 \text{ m}$$

$$r_p = 1.18 \times 10^7 \text{ m}$$

<sup>1</sup> Con correcciones de Enrique García Simón (enrique@fiquipedia.es).



Esta obra está licenciada bajo la Licencia Creative Commons Atribución-CompartirIgual 4.0 Internacional. Para ver una copia de esta licencia, visite <http://creativecommons.org/licenses/by-sa/4.0/> o envíe una carta a Creative Commons, PO Box 1866, Mountain View, CA 94042, USA.

<sup>2</sup> Es decir,  $|\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0| = r_0v_0 \sin \theta_0$ .

<sup>3</sup> La velocidad orbital es siempre tangente a la trayectoria/perpendicular en apogeo y perigeo al vector posición con referencia en el foco.

(b) No tenemos más que sustituir  $r_a$  y  $r_p$  en (1) para obtener<sup>4</sup>:

$$v_a = \frac{r_0 v_0 \sin \theta_0}{r_a} = 3.23 \times 10^3 \text{ m/s}$$

$$v_p = \frac{r_0 v_0 \sin \theta_0}{r_p} = 6.76 \times 10^3 \text{ m/s}$$

<sup>4</sup> Aquí de nuevo utilizamos que la velocidad orbital es siempre perpendicular en apogeo y perigeo al vector posición con referencia en el foco.

(c) Para calcular el período orbital utilizamos la 3<sup>a</sup> LEY DE KEPLER:

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM} \Rightarrow T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}}$$

donde

$$a = \frac{1}{2}(r_a + r_p)$$

es el radio medio de la órbita, que coincide con el semieje mayor de la elipse. Sustituyendo valores, obtenemos:

$$T = 2.46 \times 10^4 \text{ s} = 6.84 \text{ h}$$