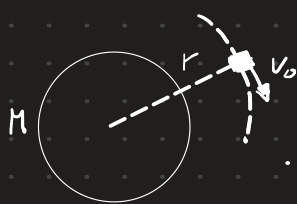


Un satellite viene lanciato in un'orbita di altezza $r = 13900 \text{ km}$ rispetto al centro della Terra. Il satellite ha velocità v_0 rispetto alla terra, tangente alla circonferenza di raggio r . Data la massa della Terra $M = 5.97 \cdot 10^{24} \text{ kg}$, determinare il valore della velocità iniziale per cui si ha

1. un'orbita circolare ($v_{0,\text{circ}}$),



$$M_T = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ Kg}$$

$$r = 13900 \text{ Km} = 13900 \cdot 10^3 \text{ m}$$

$$G_N = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3/\text{Kg s}^2$$

$$F = ma \quad \text{per moto circolare } a = \omega^2 r = \frac{v^2}{r}$$

$$\frac{m M_T}{r^2} G_N = m \frac{v_0^2}{r} \Rightarrow v_0 = \sqrt{\frac{M_T G_N}{r}} = 5,35 \text{ Km/s}$$

2. un'orbita parabolica ($v_{0,\text{par}}$),

Un'orbita parabolica ha eccentricità $e=1$, corrisponde a energia meccanica nulla, $E_M = 0$

$$E_M = \frac{1}{2} m v_0^2 - \frac{m M G_N}{r} = 0 \quad \text{ma } M = \frac{m M}{m+M} \approx m \text{ perché } m \ll M$$

$$\frac{1}{2} m v_0^2 = \frac{m M G_N}{r} \Rightarrow v_0 = \sqrt{\frac{2 M G_N}{r}} = 7,57 \text{ Km/s}$$

3. un'orbita ellittica il cui perigeo è a $r_p = 8000 \text{ km}$ dal centro della Terra ($v_{0,\text{ell}}$).

$$\textcircled{1} \quad \begin{cases} \frac{1}{2} m v_0^2 - \frac{m M G_N}{r_0} = \frac{1}{2} m v_p^2 - \frac{m M G_N}{r_p} \end{cases}$$

$$\textcircled{2} \quad \begin{cases} r_0 m v_0 = r_p m v_p \quad (\vec{L}_0 = \vec{L}_p) \end{cases}$$

$$v_0 = \sqrt{\frac{2 M G_N r_p}{r(r+r_p)}} = 6,57 \text{ Km/s}$$

