

CORRECTION - SATELLITES

5/ freinage d'un satellite

1. Sur une orbite circulaire $v = \sqrt{\frac{G M_T}{R_T + h}}$

2. $\frac{dv}{dh} = -\frac{1}{2} \frac{\sqrt{G M_T}}{(R_T + h)^{3/2}}$

or $\frac{T^2}{(R_T + h)^3} = \frac{4\pi^2}{G M_T}$ (3^e loi de Kepler) donc $\frac{1}{(R_T + h)^{3/2}} = \frac{2\pi}{T \sqrt{G M_T}}$

d'où $\frac{dv}{dh} = -\frac{\pi}{T}$

3. Si $dh < 0$ (diminution de l'altitude) alors $dv > 0$ (augmentation de la vitesse).

4. Un satellite qui est freiné perd de l'altitude et gagne de la vitesse (voir ex 1.)
 $\rightarrow \Delta E_P < 0$ $\rightarrow \Delta E_C = -\frac{1}{2} \Delta E_P > 0$

4/ Satellisation - ellipse de transfert

1. $v_0 = \sqrt{\frac{G M_T}{R_T}} \approx 7,9 \text{ km.s}^{-1}$ et $T_0 = \frac{2\pi R_T}{v_0} \approx 1 \text{ h } 25 \text{ min}$

2. $r_1 = 42300 \text{ km}$ et $v_1 = \sqrt{\frac{G M_T}{r_1}} \approx 3,1 \text{ km.s}^{-1}$

3. $E_m = -\frac{G M_T m}{r} + \frac{1}{2} m v^2$ d'une part

= $\frac{-G M_T m}{R_T + r_1}$ d'autre part (ellipse de grand axe $2a = R_T + r_1$)

d'où $v(r) = \sqrt{2 G M_T \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{R_T + r_1} \right)}$

en P ($r = R_T$) $\Rightarrow V(P) = 10,4 \text{ km.s}^{-1}$

en A ($r = r_1$) $\Rightarrow V(A) \approx 1,6 \text{ km.s}^{-1}$

4. On a $v_0 < v_P$ (il faut augmenter v pour passer à l'orbite elliptique)

$v_A < v_P$ (la vitesse diminue quand le satellite s'éloigne)

$v_1 > v_A$ (il faut augmenter la vitesse pour passer à l'orbite haute)

5. Sur une trajectoire elliptique : $\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{G M_T}$ avec $2a = R_T + r_1$

donc $T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{G M_T} \left(\frac{R_T + r_1}{2} \right)^3}$ et la durée de transfert $\Delta t = \frac{T}{2} = 5 \text{ h } 14 \text{ min}$