

1. ✓ Pour le système satellite, le PFD donne $m. (-r.\dot{\theta}^2.\vec{e}_r + \ddot{\theta}.\vec{e}_\theta) = \frac{-G.m.M}{r^2}\vec{e}_r$ soit, comme $\dot{\theta} = \frac{2.\pi}{T}$, $\frac{T^2}{r^3} = \frac{4.\pi^2}{G.M}$

✓ On généralise en assimilant le rayon du cercle au demi-grand axe d'une ellipse, a . Soit $\frac{T^2}{a^3} = \frac{4.\pi^2}{G.M}$

2. ✓ Pour une orbite circulaire, $E_m = E_c + E_p = \frac{-G.M.m}{2.r}$, ce qui donne $E_1 = \frac{-G.M.m}{2.r_a}$

✓ On généralise cette expression pour une orbite elliptique en assimilant a à r : $E_2 = \frac{-G.M.m}{2.a}$.

Or cette ellipse a un grand axe $2.a = r_a + r_b$ donc $E_2 = \frac{-G.M.m}{r_a + r_b}$

3. Elle correspond à la différence d'énergie du satellite entre ces deux orbites : $\Delta E = E_2 - E_1$

4. Vu les symétries du problème, le satellite met la même durée pour aller de P à A et de A à P . La durée $\tau = \frac{T_{ellipse}}{2}$

Or selon la troisième loi de Kepler $\frac{T_{ellipse}^2}{a^3} = \frac{4.\pi^2}{G.M}$ donc $\tau = \frac{\pi}{\sqrt{G.M}} \cdot \left(\frac{r_a + r_b}{2}\right)^{\frac{3}{2}}$

5. Sans aucune modification la fusée "retombe" vers la Terre. Il faut donc lui fournir de l'énergie pour contrer cette attraction.