1. ✓ Pour le système satellite, le PFD donne $m.\left(-r.\dot{\theta}^2.\overrightarrow{e_r} + \ddot{\theta}.\overrightarrow{e_\theta}\right) = \dfrac{-G.m.M}{r^2}\overrightarrow{e_r}$ soit, comme $\dot{\theta} = \dfrac{2.\pi}{T}$, $\dfrac{T^2}{r^3} = \dfrac{4.\pi^2}{G.M}$

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

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

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

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

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 $\tau = \dfrac{T_{ellipse}}{2}$

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

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