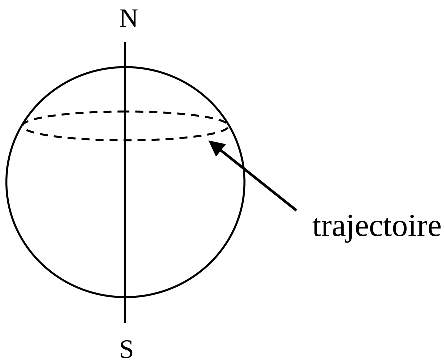
A propos du satellite SPOT 4
(Bac - Asie - juin 2009)

Corrigé réalisé par B. Louchart, professeur de Physique-Chimie
© *http://b.louchart.free.fr*

Partie I

1. référentiel : géocentrique

Dans ce référentiel, un point à la surface de la Terre a une trajectoire circulaire.

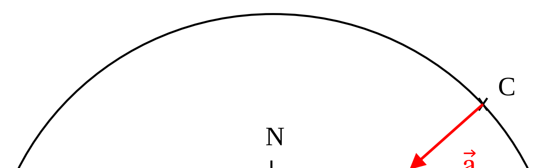


2. $\vec{F} = -\dfrac{GM_Tm}{(R_T + h)^2}\,\vec{u}$

3. Il doit pouvoir être considéré galiléen.

4.1. Dans un référentiel galiléen, la somme vectorielle des forces extérieures appliquées au système est égale à la masse du système par le vecteur accélération de son centre d'inertie G.
On obtient donc ici : $\vec{F} = m\vec{a}$

4.2. On en déduit donc que : $\vec{a} = \dfrac{1}{m}\vec{F} = -\dfrac{GM_T}{(R_T + h)^2}\,\vec{u}$



4.3. $\vec{a} = -\dfrac{GM_T}{(R_T + h)^2}\,\vec{u} \;\Rightarrow\; a = \dfrac{GM_T}{(R_T + h)^2}$

5. Dans le cas d'un mouvement circulaire uniforme, le vecteur accélération est radial, centripète et de valeur constante.

Vérifions le ici :

$$\vec{a} = -\frac{GM_T}{(R_T + h)^2}\,\vec{u}$$

- La direction de $\vec{a}$ est celle de $\vec{u}$, donc celle de (OC) $\Rightarrow$ $\vec{a}$ est radiale
- $-\dfrac{GM_T}{(R_T + h)^2} < 0 \Rightarrow$ le sens de $\vec{a}$ est opposé à celui de $\vec{u}$, donc vers O $\Rightarrow$ $\vec{a}$ est centripète
- La norme de $\vec{a}$ est $\dfrac{GM_T}{(R_T + h)^2}$

  G, M_T, R_T et h sont constantes au cours du temps $\Rightarrow$ sa norme est constante

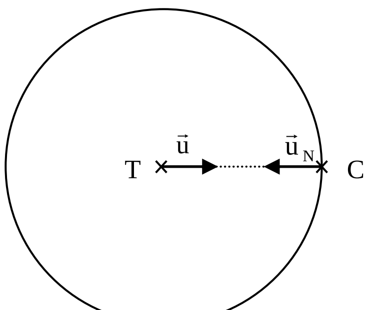
Les 3 propriétés sont donc bien vérifiées ici.

6. Le satellite parcourt, à vitesse constante, la distance $d = 2\pi\,(R_T+h)$ pendant une durée $\Delta t = T$

$$\Rightarrow\; v = \frac{2\pi\,(R_T + h)}{T}$$

7. Dans le cas d'un mouvement circulaire uniforme de rayon $R_T + h$,

$$\vec{a} = \frac{v^2}{R_T + h}\,\vec{u}_N$$



$$\Rightarrow \quad a = \frac{v^2}{R_T + h}$$

$$\Rightarrow \quad a = \frac{\dfrac{4\pi^2 (R_T + h)^2}{T^2}}{R_T + h} = \frac{4\pi^2 (R_T + h)}{T^2}$$

8. Les expressions de l'accélération trouvées aux questions 4.3. et 7. permettent donc d'obtenir :

$$\frac{GM_T}{(R_T + h)^2} = \frac{4\pi^2 (R_T + h)}{T^2}$$

$$\Rightarrow \quad M_T = \frac{4\pi^2 (R_T + h)^3}{GT^2}$$

$$\Rightarrow \quad M_T = \frac{4\pi^2 (6{,}38 \times 10^6 + 830 \times 10^3)^3}{6{,}67 \times 10^{-11} \times (101 \times 60)^2} = \frac{4\pi^2}{6{,}67 \times 10^{-11}} \times (7{,}21 \times 10^6)^3 \times \frac{1}{(6{,}06 \times 10^3)^2}$$

$$\Rightarrow \quad M_T = 6 \times 10^{11} \times 4 \times 10^{20} \times \frac{1}{4 \times 10^7} = 6 \times 10^{24} \text{ kg}$$

9. <u>1$^{\text{ère}}$ méthode</u> :

Si le satellite était géostationnaire, il devrait avoir sa trajectoire contenue dans le plan de l'équateur terrestre.

Or ce satellite est placé sur une orbite polaire (passant à la verticale des pôles)

$\Rightarrow$ ce satellite n'est pas géostationnaire

<u>2$^{\text{ème}}$ méthode</u> :

Si le satellite était géostationnaire, sa période de révolution serait égale à un jour sidéral (23h56 min 4s).

Or ce satellite a une période de révolution $T = 101$ min.

$\Rightarrow$ ce satellite n'est pas géostationnaire