Observation d'un satellite
(Bac Spécialité Physique-Chimie - Liban - mars 2022)

Corrigé réalisé par B. Louchart, professeur de Physique-Chimie

Orbite d'un satellite Starlink

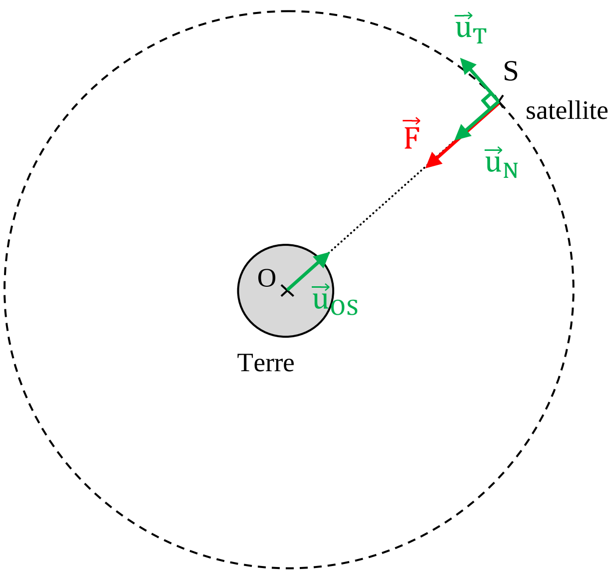
1.

- système : {satellite}
  référentiel : géocentrique, considéré galiléen

- bilan des forces extérieures appliquées au système :
  force gravitationnelle exercée par la Terre sur le satellite :

  $\vec{F}_{T/S} = -\dfrac{GM_T m_{sat}}{r^2}\,\vec{u}$, où r est la distance entre le centre de la Terre et le centre de masse du satellite

  On néglige les forces gravitationnelles dues aux autres astres.



$\vec{u}_N = -\vec{u}_{OS}$
On note S le centre de masse du satellite.

- D'après la 2ème loi de Newton, $\Sigma\vec{F}_{ext} = m_{sat}\,\vec{a}_S$
  car le référentiel d'étude est considéré galiléen et la masse du système est constante.

  $\Rightarrow \vec{F}_{T/S} = m_{sat}\,\vec{a}_S \Rightarrow m_{sat}\,\vec{a}_S = -\dfrac{GM_T m_{sat}}{r^2}\,\vec{u}_{OS}$

  $\Rightarrow \vec{a}_S = -\dfrac{GM_T}{r^2}\,\vec{u}_{OS}$

De plus, comme $\vec{u}_N = -\vec{u}_{OS}$, on obtient : $\vec{a}_S = \dfrac{GM_T}{r^2}\,\vec{u}_N$

- Or dans le cas d'un point S ayant un mouvement circulaire de rayon r , $\vec{a} = \dfrac{dv_S}{dt}\,\vec{u}_T + \dfrac{v_S^2}{r}\,\vec{u}_N$

  Par identification, on obtient :

$$\begin{cases} \dfrac{dv_S}{dt} = 0 & (1) \\ \dfrac{v_S^2}{r} = \dfrac{GM_T}{r^2} & (2) \end{cases}$$

D'après l'équation (1), $\dfrac{dv_S}{dt} = 0 \Rightarrow v_S = cte$: le mouvement est uniforme

2. La période de révolution est la durée qu'il faut pour que le satellite effectue 1 tour sur sa trajectoire autour de la Terre.
S parcourt, à vitesse constante, la distance $\ell = 2\pi r$ pendant une durée $\Delta t = T$

$$\Rightarrow v_S = \frac{\ell}{T} = \frac{2\pi r}{T}$$

$$\Rightarrow T = \frac{2\pi r}{v_S} = \frac{2\pi(R_T + h)}{v_S}$$

3. D'après l'équation (2), $\dfrac{v_S^2}{r} = \dfrac{GM_T}{r^2}$

$$\Rightarrow v_S^2 = \frac{GM_T}{r}$$

$$\Rightarrow v_S = \sqrt{\frac{GM_T}{r}} = \sqrt{\frac{GM_T}{R_T + h}}$$

4. $v_S = \sqrt{\dfrac{GM_T}{R_T + h}} \Rightarrow v_S^2 = \dfrac{GM_T}{R_T + h} \Rightarrow R_T + h = \dfrac{GM_T}{v_S^2}$

L'altitude du satellite est donc :

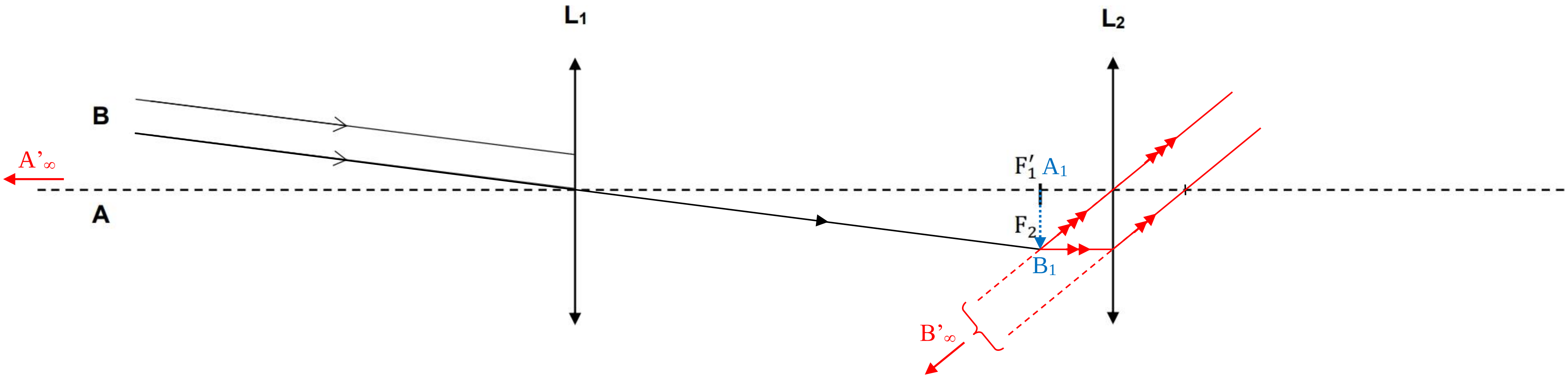
$$h = \frac{GM_T}{v_S^2} - R_T = \frac{6,67\times10^{-11}\times5,97\times10^{24}}{\left(\dfrac{2,73\times10^4}{3,6}\right)^2} - 6400\times10^3 = 5,2\times10^5 \text{ m} = 5,2\times10^2 \text{ km}$$

Cette valeur est en accord avec les données, qui indiquent l'altitude d'un satellite Starlink est comprise entre 34. et 1200 km.

Observation du satellite

5. Un instrument optique est dit afocal si d'un objet AB à l'infini, il donne une image A'B' à l'infini.

6.



7. $\tan\alpha = \dfrac{d}{h} = \dfrac{1,0}{520\times10^{3}} = 1,9\times10^{-6}$ rad

α étant très petit, on peut considérer que $\tan\alpha \approx \alpha$ (en rad)

Donc $\alpha = 1,9\times10^{-6}$ rad

8. D'après les données, l'observation à l'œil nu est impossible si l'angle α sous lequel sont vus les 2 points est inférieur à $\alpha_{min} = 2,9\times10^{-4}$ rad.

$\alpha < \alpha_{min} \Rightarrow$ le satellite n'est pas visible à l'œil nu.

9. Calculons l'angle α' sous lequel est vue l'image A'B' du satellite par la lunette.

$G = \dfrac{\alpha'}{\alpha} \Rightarrow \alpha' = G\times\alpha = \dfrac{f_1'}{f_2'}\times\alpha = \dfrac{600}{32}\times 1,9\times10^{-6} = 3,6\times10^{-5}$ rad

$\alpha' < \alpha_{min} \Rightarrow$ la lunette ne permet pas d'observer les détails d'un satellite Starlink.