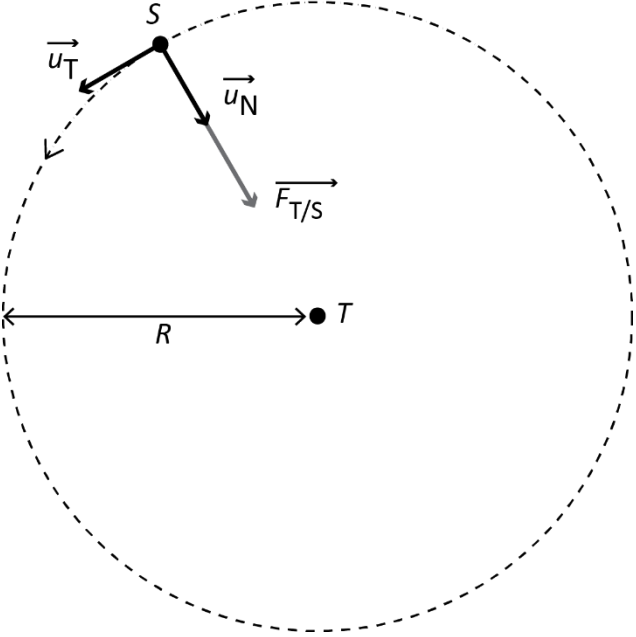
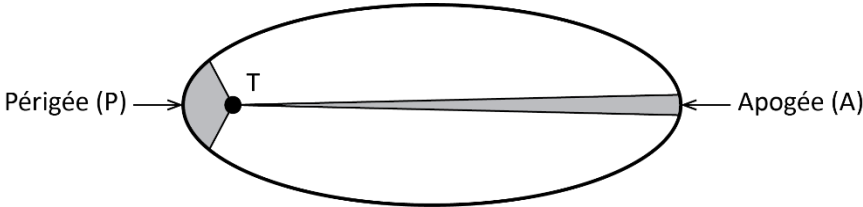


## Corrigé de l'exercice 1 : satellites TRDS

10 points

Corrigé de la 1 <sup>ère</sup> partie	Barème
<p>1.</p> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>* Vecteurs unitaires</li> <li>* Force</li> </ul>
<p>2. Loi de la Gravitation Universelle :</p> $\vec{F}_{T/S} = G \frac{m_S M_T}{R^2} \vec{u}_N$	<ul style="list-style-type: none"> <li>* Expression correcte en fonction de <math>\vec{u}_N</math></li> </ul>
<p>3. 2<sup>ème</sup> loi de Newton :</p> $\sum \vec{F} = m_S \vec{a}$ $\vec{F}_{T/S} = m_S \vec{a}$ $G \frac{m_S M_T}{R^2} \vec{u}_N = m_S \vec{a}$ <p>Donc :</p> $\vec{a} = G \frac{M_T}{R^2} \vec{u}_N$	<ul style="list-style-type: none"> <li>** Calcul vectoriel rigoureux</li> <li>* Expression de <math>\vec{a}</math> en fonction de <math>\vec{u}_N</math></li> </ul>
<p>4. On a, en général :</p> $\vec{a} = \frac{dv}{dt} \vec{u}_T + \frac{v^2}{R} \vec{u}_N$	<ul style="list-style-type: none"> <li>* Expression correcte Tout ou rien</li> </ul>
<p>5. La relation obtenue à la question 3 montre que l'accélération n'a pas de coordonnée tangentielle, donc :</p> $\frac{dv}{dt} \vec{u}_T = \vec{0} \quad \text{donc} \quad \frac{dv}{dt} = 0$ <p>La valeur de la vitesse est donc constante : le mouvement est uniforme.</p> <p>Il reste :</p> $\frac{v^2}{R} \vec{u}_N = G \frac{M_T}{R^2} \vec{u}_N \quad \text{donc} \quad \frac{v^2}{R} = G \frac{M_T}{R^2}$ <p>Donc :</p> $v = \sqrt{\frac{M_T G}{R}}$	<ul style="list-style-type: none"> <li>* Preuve rigoureuse du caractère uniforme du mouvement</li> <li>* Preuve rigoureuse de la relation attendue</li> </ul>

<p><b>6.</b> <math>T</math> est la durée mise par le satellite pour effectuer une révolution autour de la Terre. Comme sa vitesse a une valeur constante :</p> $T = \frac{\text{périmètre}}{v} = \frac{2\pi R_T}{v}$ $= 2\pi R \times \sqrt{\frac{R}{M_T G}}$ $= 2\pi \sqrt{\frac{R^3}{M_T G}}$ <p>On a donc :</p> $\frac{T^2}{R^3} = \frac{4\pi^2}{M_T G}$ <p>Ce quotient est indépendant de toute propriété du satellite : on retrouve la loi des périodes (ou 3<sup>ème</sup> loi) de Kepler.</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>* <i>Connaissance de la définition de <math>T</math></i></li> <li>* <i>Expression de <math>T^2/R^3</math></i></li> <li>* <i>Lien avec la 3<sup>ème</sup> loi de Kepler</i></li> </ul>
<p><b>7.</b> La relation précédente permet d'exprimer le rayon de la trajectoire du satellite connaissant sa période de révolution :</p> $R = \left( \frac{M_T G T^2}{4\pi^2} \right)^{\frac{1}{3}}$ <p>Or la période du satellite vaut :</p> $T = 23 \text{ h } 56 \text{ min } 4 \text{ s}$ $= 23 \times 3600 + 56 \times 60 + 4 = 86164 \text{ s}$ <p>On en déduit le rayon de l'orbite géostationnaire :</p> $R = \left( \frac{5,972 \times 10^{24} \times 6,674 \times 10^{-11} \times 86164^2}{4\pi^2} \right)^{\frac{1}{3}}$ $= 4,2163 \times 10^7 \text{ m} = \mathbf{42163 \text{ km}}$ <p>Pour calculer l'altitude il faut retrancher à cette valeur le rayon de la Terre et on obtient :</p> $h = R - R_T = 42163 - 6380 = 35783 \text{ km}$ <p>On retrouve bien la valeur donnée dans l'énoncé, arrondie à 1000 km près.</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>* <i>Expression du rayon de l'orbite géostationnaire</i></li> <li>* <i>Calcul numérique de <math>R</math></i></li> <li>* <i>Calcul numérique de l'altitude</i></li> </ul>
<p><b>Correction de la 2<sup>ème</sup> partie : lancement d'un satellite géostationnaire</b></p>	
<p><b>8.</b> Pour une trajectoire circulaire, le demi-grand axe est le rayon et le satellite est toujours à cette distance de <math>T</math>, donc <math>a = d = R</math>. La relation donnée dans le document 1 devient donc :</p> $v = \sqrt{M_T G \left( \frac{2}{R} - \frac{1}{R} \right)} = \sqrt{M_T G \times \frac{1}{R}}$ <p>On retrouve bien la relation établie à la question 5.</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>* * <i>Raisonnement clair</i></li> </ul>
<p><b>9.</b></p> $v_1 = \sqrt{\frac{M_T G}{R_1}}$ $= \sqrt{\frac{5,972 \times 10^{24} \times 6,674 \times 10^{-11}}{6578000}} = \mathbf{7,784 \times 10^3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$	<ul style="list-style-type: none"> <li>* * <i>Calcul numérique de <math>v_1</math></i></li> </ul>

<p><b>10.</b> La figure de l'énoncé montre que si l'on veut que le satellite atteigne l'orbite de transfert, le grand-axe (de valeur <math>2a</math>) de l'orbite de transfert doit être égal à la somme <math>R_1 + R_3</math>. Donc :</p> $2a = R_1 + R_3$ $a = \frac{R_1 + R_3}{2} = \frac{6578 + 42163}{2} = \mathbf{24371 \text{ km}}$	<p>* <i>Exploitation des données pour trouver <math>a</math></i></p>
<p><b>11.</b> Calculons la vitesse au périgée de l'orbite de transfert :</p> $v_{B2} = \sqrt{M_T G \left( \frac{2}{R_1} - \frac{1}{a} \right)}$ $= \sqrt{(5,972 \times 10^{24} \times 6,674 \times 10^{-11}) \times \left( \frac{2}{6578000} - \frac{1}{24371000} \right)}$ $= \mathbf{1,024 \times 10^4 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$ <p><b>L'augmentation de vitesse en B vaut donc bien :</b></p> $\Delta v_B = v_{B2} - v_1 = 2,46 \times 10^3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = \mathbf{2,46 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}}$	<p>* <i>Calcul numérique de <math>v_{B2}</math></i></p> <p>* <i>Calcul numérique de <math>\Delta v_B</math></i></p>
<p><b>12.</b> La loi des aires implique qu'à l'apogée, la vitesse du satellite aura diminué :</p>  <p>Périgée (P) → ← Apogée (A)</p>	<p>* <i>Diminution de la vitesse</i></p> <p>* <i>Explication claire</i></p>
<p><b>13.</b> Calculons la vitesse au périgée de l'orbite de transfert :</p> $v_{C2} = \sqrt{M_T G \left( \frac{2}{R_3} - \frac{1}{a} \right)}$ $= \sqrt{(5,972 \times 10^{24} \times 6,674 \times 10^{-11}) \times \left( \frac{2}{42163000} - \frac{1}{24371000} \right)}$ $= \mathbf{1,597 \times 10^3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$ <p>Cette valeur est nettement plus faible que celle calculée à la question 11 : la réponse 12 est confirmée.</p>	<p>* <i>Calcul numérique de <math>v_{C2}</math></i></p>
<p><b>14.</b> La vitesse à atteindre au point C pour que l'orbite devienne circulaire vaut :</p> $v_3 = \sqrt{\frac{M_T G}{R_3}}$ $= \sqrt{\frac{5,972 \times 10^{24} \times 6,674 \times 10^{-11}}{42163000}} = \mathbf{3,075 \times 10^3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$ <p>Finalement, les deux augmentations de vitesse ont pour somme :</p> $\Delta v = (v_{B2} - v_1) + (v_3 - v_{C2})$ $= \mathbf{3,934 \times 10^3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$ $\approx \mathbf{4 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}}$	<p>* <i>Calcul numérique <math>v_3</math></i></p> <p>* <i>Calcul numérique de <math>\Delta v</math></i></p>

**Correction de la 3<sup>ème</sup> partie : communication par les ondes radio**

<p><b>15.</b> Longueur d'onde :</p> $\lambda = \frac{c}{f} = \frac{3,00 \times 10^8}{3,0 \times 10^9} = 0,10 \text{ m}$	<p>* <i>Expression de <math>\lambda</math></i>            * <i>Calcul numérique</i></p>
<p><b>16.</b> Le graphique du document 2 montre que les ondes possédant une telle longueur d'onde ne sont pas absorbées par l'atmosphère, ce qui est une condition à respecter si l'on veut les utiliser pour assurer la transmission des informations.</p>	<p>* * <i>Explication basée sur le diagramme du doc 2</i></p>
<p><b>17.</b> Dans la situation 1 la différence de marche est nulle. Les deux ondes atteignent donc le récepteur en phase : l'interférence est constructive.</p>	<p>* <i>Interférence constructive</i>            * * <i>Explication juste</i></p>
<p><b>18.</b> Dans la situation 2 :</p> $\delta = RE_2 - RE_1 = 2 \times d$ <p>L'interférence est destructive si :</p> $\delta = k\lambda + \frac{\lambda}{2} \quad (\text{avec } k \text{ entier})$ <p>La plus petite valeur de <math>\delta</math> correspond à <math>k = 0</math>. Donc :</p> $\delta = 2d = \frac{\lambda}{2}$ $d = \frac{\lambda}{4} = 0,025 \text{ m} = \mathbf{2,5 \text{ cm}}$	<p>* <i>Expression de <math>\delta</math></i>            * * <i>Condition de l'interférence destructive</i>            * <i>Valeur de <math>d</math></i>            (acceptée si elle est cohérente avec l'exp de <math>\delta</math>, même si celle-ci est fausse)</p>
<p><b>19.</b> L'ordre de grandeur obtenu précédemment montre que chaque fois que deux satellites se décalent de 2,5 cm par rapport au récepteur, on passe d'une interférence constructive (donc une amplification du signal) à une interférence destructive (atténuation voire extinction du signal). Vu la vitesse à laquelle les satellites se déplacent, il s'ensuit un signal complètement brouillé si l'on capte simultanément les signaux de plusieurs satellites.</p> <p>Il est donc nécessaire de sélectionner le satellite dont on veut capter le signal : le profil de l'antenne orientable proposée dans l'énoncé a été conçue dans ce but.</p>	<p>* * <i>Explication juste et cohérente</i></p>