Correction TD17

Exercice 1

Q1. * Système : {Lune}

* Référentiel : géocentrique supposé galiléen à l'échelle du mouvement (rotation de la lune autour de la Terre).

* Bilan des actions mécaniques :
force d'attraction gravitationnelle exercée par la Terre

$$\overrightarrow{F_{T/L}} = -\mathcal{G}\frac{m_T m_L}{R^2}\overrightarrow{u_r}$$

* Principe fondamental de la dynamique appliqué au système {Lune} dans le référentiel géocentrique :

$$m_L\overrightarrow{a_L} = \overrightarrow{F_{T/L}} \Leftrightarrow \overrightarrow{a_L} = -\mathcal{G}\frac{m_T}{R^2}\overrightarrow{u_r}$$

* Or pour un mouvement circulaire $\overrightarrow{OM} = R\overrightarrow{u_r}$

$$\Rightarrow \vec{v} = R\dot{\theta}\overrightarrow{u_\theta}$$

$$\Rightarrow \vec{a} = R\ddot{\theta}\overrightarrow{u_\theta} - R\dot{\theta}^2\overrightarrow{u_r}$$

La projection selon $\overrightarrow{u_\theta}$ donne : $\ddot{\theta} = 0 \Leftrightarrow \dot{\theta} = cte$

$$\Rightarrow v = |\vec{v}| = R\dot{\theta} = cte$$

La projection selon $\vec{u}_r$ donne : $-R\dot{\theta}^2 = -\mathcal{G}\frac{m_T}{R^2}$

$$\Rightarrow R^2\dot{\theta}^2 = \mathcal{G}\frac{m_T}{R} \Rightarrow \boxed{v = \sqrt{\frac{\mathcal{G}m_T}{R}}}$$

AN : $v = \sqrt{\frac{6{,}67.10^{-11} \cdot 5{,}97.10^{24}}{385 \cdot 10^6}} = 1{,}02.10^3\ m.s^{-1}$

Q2. $T = \frac{2\pi R}{v} = \frac{2\pi R}{\sqrt{\frac{\mathcal{G}m_T}{R}}}$

AN : $T = \frac{2\pi \cdot 385 \cdot 10^6}{1{,}02.10^3} = 2{,}38.10^6\ s \simeq 27{,}5\ j.$

Q3. $E_m = E_c + E_p = \frac{1}{2}m_L v^2 - \frac{\mathcal{G}m_T m_L}{R}$

(rappel $dE_p = -\delta W(\vec{F}_{T/L}) = -\left(-\mathcal{G}\frac{m_T m_L}{R^2}\right) \cdot dr$

$\Rightarrow E_p = -\frac{\mathcal{G}m_T m_L}{R} + cte$ on choisit la référence de l'énergie potentielle gravitationnelle à l'infini $\Rightarrow cte = 0$)

On obtient $E_m = \frac{1}{2}m_L\frac{\mathcal{G}m_T}{R} - \mathcal{G}\frac{m_T m_L}{R}$

$$\boxed{E_m = -\frac{1}{2}\mathcal{G}\frac{m_T m_L}{R}}$$

AN : $E_m = -\frac{1}{2}\, 6{,}67.10^{-11} . \frac{5{,}97.10^{24} . 7{,}4.10^{22}}{385.10^6} = -3{,}83.10^{28}\ J$

Remarque : On a considéré ici la lune ponctuelle
$\Rightarrow$ on n'a pas tenu compte de sa rotation sur elle même, qui a aussi une contribution à l'énergie cinétique
$\Rightarrow$ chapitre 18

Exercice 2 :

Q1. Méthode voir ex 1.

$$\boxed{v = \sqrt{\frac{\mathcal{G} M_T}{R_T + h}}}$$

Q2. $T = \frac{2\pi (R_T + h)}{v} = 2\pi (R_T + h) \sqrt{\frac{R_T + h}{\mathcal{G} M_T}}$

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{\mathcal{G} M_T} (R_T + h)^3$$

$$\boxed{\frac{T^2}{(R_T + h)^3} = \frac{4\pi^2}{\mathcal{G} M_T} = cte}$$ 3ème loi de Kepler.

Q3. $E_m = -\frac{1}{2} \mathcal{G} \frac{M_T m}{R_T + h}$ (demonstration $\Rightarrow$ ex 1)

$E_c = \frac{1}{2} m \mathcal{G} \frac{M_T}{(R_T + h)}$ $\Rightarrow E_c = -E_m$

$E_m < 0$ ce qui correspond à un état lié

$$E_m = E_c + E_p = \frac{1}{2} m\left(\dot{r}^2 + r^2\dot{\theta}^2\right) - \mathcal{G}\frac{M_T m}{r}$$

or $r^2\dot{\theta} = C$ (constante de la loi des aires)

$$\Rightarrow E_m = \frac{1}{2} m\dot{r}^2 + \underbrace{\frac{1}{2} m \frac{C^2}{r^2} - \mathcal{G}\frac{M_T m}{r}}_{E_{p\,eff.}}$$

$$\frac{dE_{peff}}{dr} = 0 \Leftrightarrow -2 \cdot \frac{1}{2} m C^2 r^{-3} - (-1)\mathcal{G} M_T m r^{-2} = 0$$

$$\Leftrightarrow \frac{C^2}{r} = \mathcal{G} M_T$$

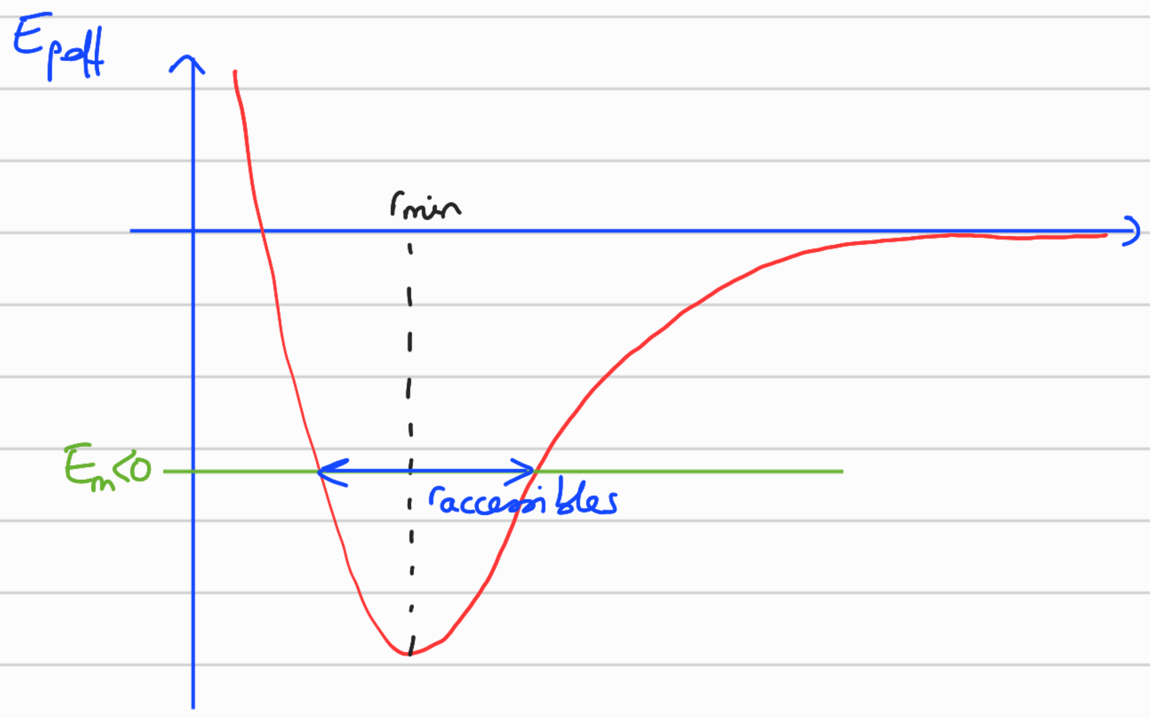
$$\boxed{r = \frac{C^2}{\mathcal{G} M_T}}$$

$\frac{dE_{peff}}{dr} < 0$ pour $r < \frac{C^2}{\mathcal{G} M_T}$ et $\frac{dE_{peff}}{dr} > 0$ pour $r > \frac{C^2}{\mathcal{G} M_T}$

$\lim\limits_{r \to 0} E_{peff} = +\infty$ et $\lim\limits_{r \to +\infty} E_{peff} = 0$

$$E_{peff}\left(\frac{C^2}{\mathcal{G} M_T}\right) = -\frac{1}{2}\frac{\mathcal{G}^2 M_T^2 m}{C^2}$$

r	0		$r_{min} = C^2/\mathcal{G} M_T$		$+\infty$
$\frac{dE_{peff}}{dr}$		$-$	0	$+$	
$E_{peff.}$		$\searrow$	$-\frac{\mathcal{G}^2 M_T^2 m}{2C^2}$	$\nearrow$	



Q5. Pour un satellite géostationnaire $T = 1$ jour

Or $\dfrac{T^2}{(R_T+h)^3} = \dfrac{4\pi^2}{\mathcal{G}M_T} \Rightarrow (R_T+h)^3 = \dfrac{T^2\mathcal{G}M_T}{4\pi^2}$

$$R_T + h = \sqrt[3]{\frac{T^2\mathcal{G}M_T}{4\pi^2}}$$

$$\boxed{h = \sqrt[3]{\frac{T^2\mathcal{G}M_T}{4\pi^2}} - R_T}$$

AN : $\underline{h = 3{,}58 \cdot 10^7}$ m soit $\approx$ 36 000 km

Exercice 3 :

Q1. On étudie le satellite dans le référentiel géocentrique.

Q2. $E_{p\,grav}(r) = -\mathcal{G}\dfrac{M_T m}{r}$

$$E_{p\,grav}(z) = -\mathcal{G}\frac{M_T m}{R_T + z}$$

Q3. $E_m = E_c + E_{p\,grav.} = \frac{1}{2} m v^2 - \mathcal{G} \frac{M_T m}{R_T + z}$

avec $v^2 = \frac{\mathcal{G} M_T}{R_T + z}$

$\Rightarrow \boxed{E_m = -\frac{1}{2} \mathcal{G} \frac{M_T m}{R_T + z}}$

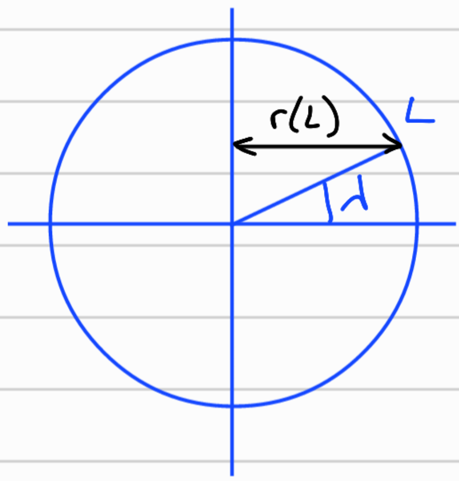
AN : $E_m = -\frac{1}{2} 6{,}67.10^{-11} \cdot \frac{5{,}97.10^{24} . 6{,}0.10^3}{6{,}38.10^6 + 1{,}0.10^6} = \underline{-1{,}62.10^{11}\ J}$

Q4. L'axe de rotation de la Terre est l'axe des pôles, il est fixe.
La vitesse angulaire vaut $\Omega = \frac{2\pi}{T}$

avec $T = 1$ jour sidéral $= 23\,h\,56\,min\,4s$.

AN : $\Omega = \frac{2\pi}{23 \times 3600 + 56.60 + 4} = \underline{7{,}3.10^{-5}\ rad.s^{-1}}$

Q5. $v(L) = r(L)\,\Omega$
avec $r(L) = R_T \cos\lambda$



$\Rightarrow \boxed{v(L) = R_T \cos\lambda\,\Omega}$

Q6. $E_{m_0} = \frac{1}{2} m v^2(L) - \mathcal{G} \frac{M_T m}{R_T}$

soit $\boxed{E_{m_0} = \frac{1}{2} m R_T^2 \cos^2\lambda\,\Omega^2 - \mathcal{G} \frac{M_T m}{R_T}}$

$E_{m_0} = \frac{1}{2} 6{,}0.10^3 \left(6{,}38.10^6 . \cos(5{,}23) . 7{,}3.10^{-5}\right)^2 - 6{,}67.10^{-11} . \frac{5{,}97.10^{24} . 6{,}0.10^3}{6{,}38.10^6}$
$= \underline{-3{,}74.10^{11}\ J}$

Q7. Pour maximiser l'énergie initiale, il faut minimiser λ $\Rightarrow$ Kourou.

Q8. $\Delta E_m = E_m - E_{m0}$

AN : $\Delta E_m = -1{,}62.10^{11} + 3{,}74.10^{11} = \underline{2{,}12.10^{11}\ J}$

Q9. Energie gagnée en lançant de Kourou au lieu de Baïkonour : $E_{gagnée} = |\Delta E_{mK} - \Delta E_{mB}|$

Soit $E_{gagnée} = |E_m - E_{moK} - E_m + E_{moB}| = |E_{moB} - E_{moK}|$

$$\boxed{E_{gagnée} = \frac{1}{2} m R_T^2 \Omega^2 (\cos^2\lambda_K - \cos^2\lambda_B)}$$

AN : $E_{gagnée} = \underline{3{,}31.10^8\ J}$

(soit 0,16% de l'énergie à fournir).

Exercice 4 :

Q1.

on a donc
$2R_T + 9000 + 153000 = 2a$

$a = R_T + \frac{162000.10^3}{2}$

$\underline{a = 8{,}74.10^7\ m}$

$(= 8{,}74.10^4\ km)$

Q2. D'après la 3ème loi de Kepler $\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{\mathcal{G} M_T}$

soit $\boxed{T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mathcal{G} M_T}}}$

AN : $T = 2{,}57 \cdot 10^5 \text{ s} \approx 71{,}4 \text{ h}$

Q3. $E_m = \frac{1}{2} m \left(\dot{r}^2 + r^2 \dot{\theta}^2\right) - \mathcal{G} \frac{M_T m}{r}$

avec $C = r\dot{\theta}^2$, et on pose $\alpha = \mathcal{G} M_T m > 0$

$$E_m = \frac{1}{2} m \dot{r}^2 + \frac{mC^2}{2r^2} - \frac{\alpha}{r}$$

$$E_m = \frac{1}{2} m \dot{r}^2 + \frac{mC^2}{2r^2} - \frac{\alpha}{r}$$

On détermine r_{min} et r_{max} tels que $\dot{r} = 0$

$$2E_m = m\frac{C^2}{r^2} - \frac{2\alpha}{r}$$

$$r^2 + \frac{\alpha}{E_m} r - \frac{mC^2}{2E_m} = 0$$

$$\Delta = \frac{\alpha^2}{E_m^2} + \frac{2mC^2}{E_m}$$

$\Delta > 0$ $\quad \frac{\alpha^2}{E_m^2} > -\frac{2mC^2}{E_m} \Rightarrow \alpha^2 > -2mC^2 \cdot E_m$

or pour une trajectoire elliptique, l'état est lié $\Rightarrow E_m < 0$

$\alpha > \sqrt{-2mE_m} \cdot C$ pour avoir $\Delta > 0$.

$$r_{min} = \frac{-\alpha/E_m - \sqrt{\Delta}}{2}$$

$$r_{max} = \frac{-\alpha/E_m + \sqrt{\Delta}}{2}$$

$$\left.\begin{matrix} r_{min} \\ r_{max} \end{matrix}\right\} \quad r_{min} + r_{max} = -\frac{\alpha}{E_m}$$

$$\Rightarrow E_m = \frac{-\alpha}{r_{min} + r_{max}}$$

Or $r_{min} + r_{max} = 2a$ pour une ellipse

et $\alpha = \mathcal{G} M_T m$

$$\Rightarrow \boxed{E_m = -\frac{\mathcal{G} M_T m}{2a}}$$

formule similaire à celle de l'orbite circulaire en changeant r en a.

Q4. AN : $E_m = -\dfrac{6{,}67.10^{-11} . 5{,}97.10^{24} . 3{,}5.10^{3}}{2.8{,}74.10^{7}} = \underline{-7{,}97.10^{9}\,\text{J}}$

Q5. le satellite est soumis à une unique force conservative donc E_m est conservée : $E_m(\text{apogée}) = E_m(\text{périgée})$

Soit $\frac{1}{2} m v_A^2 - \mathcal{G}\frac{M_T m}{r_{max}} = \frac{1}{2} m v_p^2 - \frac{\mathcal{G} M_T m}{r_{min}} = -\frac{\mathcal{G} M_T m}{2a}$

$$\Rightarrow v_A^2 = \frac{2}{m}\left(\frac{\mathcal{G} M_T m}{r_{max}} - \frac{\mathcal{G} M_T m}{2a}\right)$$

$$\boxed{v_A = \sqrt{\mathcal{G} M_T \left(\frac{2}{r_{max}} - \frac{1}{a}\right)}}$$

et $\boxed{v_p = \sqrt{\mathcal{G} M_T \left(\frac{2}{r_{min}} - \frac{1}{a}\right)}}$

AN : $v_A = \sqrt{6{,}67.10^{-11}.5{,}97.10^{24}\left(\frac{2}{6{,}38.10^6+153.10^6} - \frac{1}{8{,}74.10^7}\right)}$

$v_A = \underline{664 \text{ m.s}^{-1}}$

$v_P = \sqrt{6{,}67.10^{-11}.5{,}97.10^{24}\left(\frac{2}{6{,}38.10^6+9000.10^3} - \frac{1}{8{,}74.10^7}\right)}$

$v_P = \underline{6872 \text{ m.s}^{-1}}$

Remarque : on a bien $v_A < v_P$ pour que la loi des aires soit vérifiée.

Exercice 5

Q1 $v_0 = \sqrt{\frac{G M_T}{r_0}} \approx \sqrt{\frac{G M_T}{R_T}}$ pour une orbite rasante

AN : $v_0 = \sqrt{\frac{6{,}67.10^{-11}.5{,}97.10^{24}}{6{,}38.10^6}} = \underline{7{,}9.10^3 \text{ m.s}^{-1}}$

Q2. Orbite géostationnaire : $\boxed{r_1 = \sqrt[3]{\frac{G M_T T_1^2}{4\pi^2}}}$

(voir ex 2)

AN : $r_1 = \sqrt[3]{\frac{6{,}67.10^{-11}.5{,}97.10^{24}.86164^2}{4\pi^2}} = 4{,}21.10^7 \text{ m}$

$\approx \underline{42 \text{ km}}$

Q3. $E_c = -E_m = \frac{1}{2} m v_1^2 = \frac{G M_T m}{2 r_1}$

$$\Rightarrow \boxed{v_1 = \sqrt{\frac{G M_T}{r_1}}}$$

AN : $v_1 = \sqrt{\frac{6{,}67.10^{-11} . 5{,}97.10^{24}}{4{,}21.10^7}} = \underline{3{,}08.10^3 \ m.s^{-1}}$

On peut aussi utiliser $v_1 = \frac{2\pi r_1}{T}$.

Q4. Sur l'ellipse de transfert :

$E_m = -\frac{G M_T m}{2a}$ avec $a = r_0 + r_1$ (voir schéma)

Au périgée $E_m = \frac{1}{2} m v_0'^2 - \frac{G M_T m}{r_0}$

$$\Rightarrow \frac{1}{2} m v_0'^2 - \frac{G M_T m}{r_0} = -\frac{G M_T m}{r_1 + r_0}$$

$$\Rightarrow v_0'^2 = 2 G M_T m$$

$$\boxed{v_0' = \sqrt{2 G M_T m \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r_1 + r_0}\right)}}$$

Avec $r_0 = 6{,}38.10^6$ m et $r_1 = 4{,}21.10^7$ m

on obtient $\underline{v_0' = 10{,}4.10^3 \, m s^{-1}}$

A l'apogée : $\frac{1}{2} m v_1'^2 - \frac{\mathcal{G} M_T m}{r_1} = - \frac{\mathcal{G} M_T m}{r_0 + r_1}$

$$\Rightarrow \boxed{v_1' = \sqrt{2 \mathcal{G} M_T m \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_1 + r_0} \right)}}$$

AN : $v_1' = 1{,}57.10^3 \, m.s^{-1}$

Q5. D'après la 3ème loi de Kepler :

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{\mathcal{G} M_T}$$

avec $a = \frac{r_0 + r_1}{2}$ on a $T = \pi \sqrt{\frac{(r_0 + r_1)^3}{2 \mathcal{G} M_T}}$

Le transfert dure ½ période donc

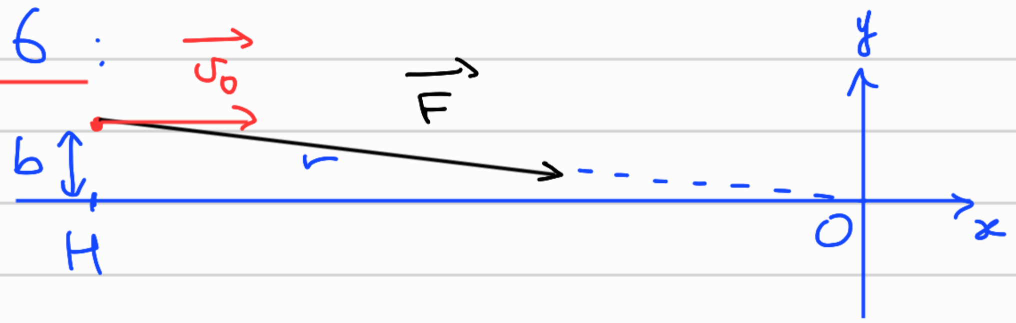
$$\boxed{\tau = \pi \sqrt{\frac{(r_0 + r_1)^3}{8 \mathcal{G} M_T}}}$$

AN : $\tau = \pi \sqrt{\frac{(6{,}38.10^6 + 4{,}21.10^7)^3}{8 . 6{,}67.10^{-11} . 5{,}97.10^{24}}} = \underline{1{,}88.10^4 \, s}$

$\approx \underline{5h13 \text{ min}}$

Exercice 6 :

Q1.



On étudie le système {astéroïde} dans le référentiel géocentrique supposé galiléen.

La seule force exercée sur lui est la force d'interaction gravitationnelle :

$$\vec{F} = -\frac{\mathcal{G} M_T m}{r^2}\vec{u_r}$$

D'après le théorème du moment cinétique appliqué à l'astéroïde par rapport à O on a :

$$\frac{d\vec{L_O}(M/R)}{dt} = \vec{\mathcal{M}_O}(\vec{F}) = \vec{0}$$ car $\vec{F}$ est centrale de centre O.

$\Rightarrow \vec{L_O}(M/R)$ est constant, et perpendiculaire à $\vec{OM}$ et $\vec{v}$ $\Rightarrow$ $\vec{OM}$ et $\vec{v}$ sont perpendiculaires à un vecteur constant

$\Rightarrow$ le mouvement est plan.

et $\vec{L_O}(M/R) = \vec{OM} \wedge m\vec{v}$

$$= r\vec{u_r} \wedge (\dot{r}\vec{u_r} + r\dot{\theta}\vec{u_\theta})$$

$$= \underbrace{r^2\dot{\theta}}_{C}\vec{u_\theta} = cte$$

constante des aires.

On peut calculer $\vec{L_O}$ lorsque l'astéroïde est loin, avec $\vec{v} = v_0 \vec{u_x}$

$$\vec{L_O}(M/R) = \vec{OM} \wedge m\vec{v_0}$$

$$= (\vec{OH} + \vec{HM}) \wedge m v_0 \vec{u_x}$$

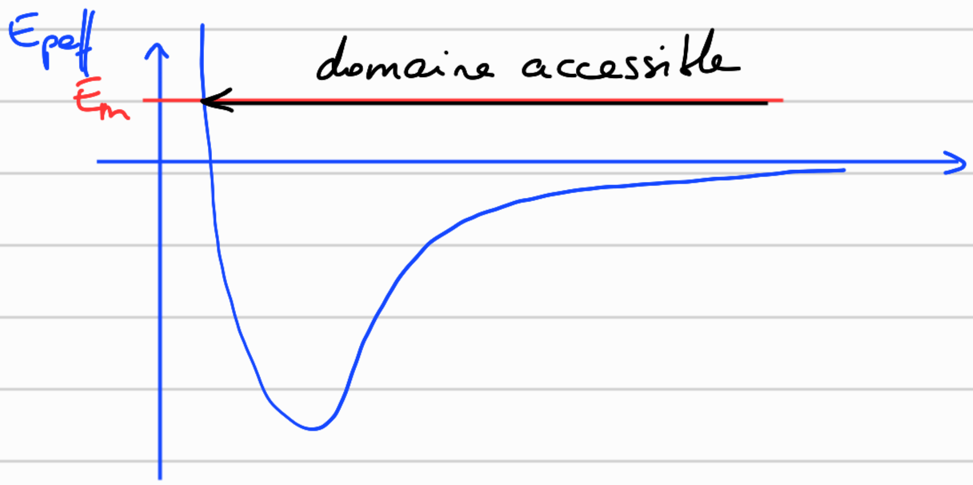
$$= -OH\,\vec{u_x} + HM\,\vec{u_y} \wedge m v_0 \vec{u_x}$$

$$\boxed{\vec{L_O}(M/R) = -m b v_0 \vec{u_z}} \Rightarrow \boxed{C = -m b v_0}$$

Q2. $E_m = \frac{1}{2} m (\dot{r}^2 + r^2\dot{\theta}^2) - \frac{G M_T m}{r}$

$$E_m = \frac{1}{2} m \dot{r}^2 + \underbrace{\frac{m C^2}{2 r^2} - \frac{G M_T m}{r}}_{E_{peff}(r)}$$

Etude de E_{peff} $\Rightarrow$ voir Exercice 2



$E_m = \frac{1}{2} m v_0^2$ = constante (système conservatif) > 0

Trajectoire hyperbolique (l'astéroïde tourne autour de la Terre).

$\Rightarrow$ Etat de diffusion.

Q3. Conservation de E_m : $\frac{1}{2}mv_0^2 = \frac{1}{2}mv_p^2 - \frac{\mathcal{G}M_T m}{r_p}$

Conservation du moment cinétique : $-bmv_0 = m\, r_p^2\, \dot{\theta}_p$

Au périhélie (approche maximale de la Terre) : $\dot{r} = 0$

$\Rightarrow v_p = r_p|\dot{\theta}_p| = -r_p\dot{\theta}_p$ car $\dot{\theta}_p < 0$ $(C<0$ donc $\dot{\theta}<0)$

$\Rightarrow \dot{\theta}_p = -\frac{v_p}{r_p}$

On injecte dans la relation précédente : $-b\,v_0 = -r_p^2\frac{v_p}{r_p}$

$\Rightarrow v_p = \frac{bv_0}{r_p}$

$\Rightarrow \frac{1}{2}mv_0^2 = \frac{1}{2}m\frac{b^2v_0^2}{r_p^2} - \frac{\mathcal{G}mM_T}{r_p}$

On obtient un polynôme de degré 2 en r_p :

$\frac{1}{2}mv_0^2 r_p^2 + \mathcal{G}mM_T r_p - \frac{1}{2}mb^2v_0^2 = 0$

$r_p^2 + \frac{2\mathcal{G}M_T}{v_0^2} r_p - b^2 = 0$

$$\Delta = \frac{4\mathcal{G}^2 M_T^2}{v_0^4} + 4b^2 > 0$$

$$r_p = \frac{-2\frac{\mathcal{G}M_T}{v_0^2} + \sqrt{\frac{4\mathcal{G}^2M_T^2}{v_0^4} + 4b^2}}{2}$$ (seule racine >0)

$$\boxed{r_p = \frac{\mathcal{G}M_T}{v_0^2}\left(-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{bv_0^2}{\mathcal{G}M_T}\right)^2}\right)}$$

L'astéroïde évite la Terre si $r_p > R_T$

$$\frac{\mathcal{G}M_T}{v_0^2}\left(-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{bv_0^2}{\mathcal{G}M_T}\right)^2}\right) > R_T$$

AN: $$r_p = \frac{6{,}67.10^{-11}.5{,}97.10^{24}}{(10^4)^2}\left(-1 + \sqrt{1 + \left(\frac{8.10^6.10^{4^2}}{6{,}67.10^{-11}.5{,}97.10^{24}}\right)^2}\right)$$

$$\left.\begin{array}{l} \underline{r_p = 4{,}95.10^6\ m} \\ \text{Or } R_T = 6{,}38.10^6\ m \end{array}\right\}$$ le choc est inévitable !

Exercice 7 :

Q1. $E_m = -\frac{\mathcal{G}M_T m}{2(R_0+h)}$ (voir ex 2)

Les frottements entraînent une diminution de l'énergie mécanique (travail <0 car force de sens opposé à $\vec{v}$) $\Rightarrow$ Si $E_m \searrow$ $r \searrow$

Q2. D'après le TEM appliqué au satellite dans le référentiel géocentrique :

$$\Delta E_m = W(\vec{F}) = 2\pi.(R_0+h).(-kmv^2)$$

avec $E_m = -\frac{\mathcal{G}M_T m}{2(R_0+h)}$ et $v = \sqrt{\frac{\mathcal{G}M_T}{R_0+h}}$

$$\Delta\left(-\frac{\mathcal{G}M_T m}{2(R_0+h)}\right) = -2\pi(R_0+h)(km)\frac{\mathcal{G}M_T}{(R_0+h)}$$

$$\frac{\Delta h\,\mathcal{G}M_T m}{2(R_0+h)^2} = -2\pi k m\,\mathcal{G}M_T \Rightarrow \boxed{k = \frac{-\Delta h}{4\pi(R_0+h)^2}}$$

Q3. $E_c = \frac{1}{2}mv^2 \Rightarrow \Delta E_c = mv\Delta v = -\Delta E_m$

(car $E_m = -E_c$).

$$\Rightarrow -\frac{\mathcal{G}M_T m}{2(R_0+h)^2}\Delta h = mv\Delta v$$

or $\frac{1}{2}mv^2 = \frac{\mathcal{G}M_T m}{R_0+h} \Rightarrow mv\Delta v = -\frac{\Delta h.mv^2}{2(R_0+h)}$

$$\boxed{\frac{\Delta v}{v} = -\frac{\Delta h}{2(R_0+h)}}$$

Si $h \nearrow$ $v \searrow$ et inversement. un satellite freiné par les hautes couches de l'atmosphère accélère (la force de frottement lui fait perdre de l'énergie mécanique mais il gagne de l'énergie cinétique).