

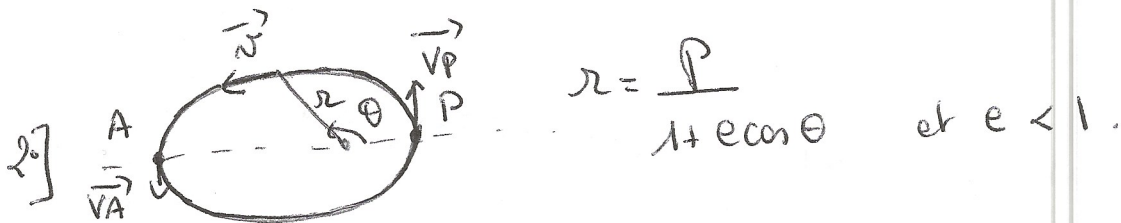
Corrigé TD forces centrales.

Ex1 Energie sur une orbite elliptique.

1°] Signe de E_m ? $E_m < 0$

Inégalité remplie par E_m :

$$E_m = \frac{1}{2} m v^2 - \gamma \frac{m M_T}{r} < 0 \rightarrow \boxed{v < \sqrt{\frac{2 \gamma M_T}{r}}}$$



3°] $r_P = \frac{P}{1+e}$ $r_A = \frac{P}{1-e}$ $C = r_A v_A = r_P v_P$

4°] $E_m = \frac{1}{2} m v^2 - \gamma \frac{m M_T}{r}$ et $\vec{v} = \dot{r} \vec{e}_r + r \ddot{\theta} \vec{e}_\theta$

en A et P $\left\{ \begin{array}{l} \dot{r} = 0 \end{array} \right. \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \vec{v}_A = \frac{C}{r_A} \vec{e}_\theta \\ \vec{v}_P = \frac{C}{r_P} \vec{e}_\theta \end{array} \right.$

Ex1

Donc r_A et r_P sont solutions de

(2)

$$E_m = \frac{1}{2} m \frac{c^2}{r^2} - \frac{G m M_T}{r} \quad \text{d'où l'équation du 2nd degré}$$

$$E_m r^2 + \frac{G m M_T}{r} - \frac{1}{2} m c^2 = 0 \quad \text{de la forme.}$$

$$A r^2 + B r + D = 0 \quad \Delta > 0 \quad \text{donc les racines}$$

$$r_A, r_P \text{ ont une somme} = -\frac{B}{A}$$

$$\text{d'où } r_A + r_P = -\frac{G m M_T}{E_m} = 2a \Rightarrow \text{On retrouve}$$

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

etablie par analogie avec $E_m = -\frac{G m M_T}{2R}$
de l'énergie sur une orbite
circulaire.

Exe. Z_p et T données

(3)

$$2r_p = R_T + Z_p$$

$$\begin{cases} R_T = 6400 \text{ km} = 64 \cdot 10^5 \text{ m} \\ Z_p = 350 \text{ km} = 35 \cdot 10^3 \text{ m} \end{cases}$$

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{g n_T}$$

$$\text{avec } \begin{cases} g = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ SI} \text{ (Nm}^2\text{kg}^{-2}\text{)} \\ n_T = 6 \cdot 10^{24} \text{ kg} \end{cases}$$

$$T = 1835 \text{ min} = (95 \times 3600) \text{ s}$$

$$\Rightarrow a = \left(\frac{T^2 \cdot g n_T}{4\pi^2} \right)^{1/3}$$

AN:

On en déduit Z_A avec $Z_A + Z_p + 2R_T = 2a$.

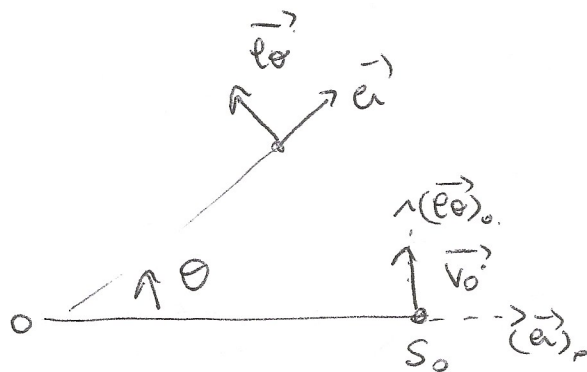
$$\boxed{Z_A = 2(a - R_T) - Z_p}$$

AN:

Ex3. Conectie (1) force centrale P_c a)

$$\vec{L}_0 = m r^2 \dot{\theta} \vec{e}_\theta = m r_0 v_0 \vec{e}_\theta = m C \vec{e}$$

$$C = r^2 \dot{\theta} = r_0 v_0.$$



$$b) m d\vec{v} = -\gamma \frac{m M}{r^2} \vec{e}_r \quad \text{et} \quad \frac{d\vec{e}_\theta}{dt} = -\dot{\theta} \vec{e}_r$$

$$\Rightarrow \frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{\gamma M}{r^2 \dot{\theta}} \frac{d\vec{e}_\theta}{dt}$$

$$\vec{v} = \frac{\gamma M}{C} (\vec{e}_\theta + \vec{e}_r) \quad \text{et} \quad \vec{v} \cdot \vec{e}_\theta = \vec{v}_0 \cdot \frac{C}{\gamma M} - (\vec{e}_\theta)_0 = \left(\frac{v_0 C}{\gamma M} - 1 \right) (\vec{e}_\theta)_0 = \left(\frac{v_0^2 r_0}{\gamma M} - 1 \right) C$$

$$\text{d'où} \quad \boxed{\vec{v} = \frac{\gamma M}{C} (\vec{e}_\theta + \vec{e}_r) \quad \text{avec} \quad \vec{e}_r = \left(\frac{r_0 v_0^2}{\gamma M} - 1 \right) (\vec{e}_\theta)_0}$$

$$c) \vec{v} \cdot \vec{e}_\theta = \frac{\gamma M}{C} [1 + \vec{e}_r \cdot \vec{e}_\theta] \quad \text{et} \quad \vec{e}_r \cdot \vec{e}_\theta = (\vec{e}_\theta)_0 \cdot (\vec{e}_\theta)_0 \left(\frac{r_0 v_0^2}{\gamma M} - 1 \right) = \left(\frac{r_0 v_0^2}{\gamma M} - 1 \right) \cos \theta$$

$$= \frac{\gamma M}{C} [1 + B \cos \theta]$$

$$\text{D'autre part} \quad \vec{v} = \dot{r} \vec{e}_r + r \dot{\theta} \vec{e}_\theta \quad \text{d'où} \quad \vec{v} \cdot \vec{e}_\theta = r \dot{\theta} = r \cdot \frac{C}{r^2}$$

$$\text{On a donc} \quad \frac{C}{r} = \frac{\gamma M}{C} [1 + B \cos \theta]$$

$$\Rightarrow r = \frac{1}{\frac{\gamma M}{C^2} (1 + B \cos \theta)} = \frac{\frac{C^2}{\gamma M}}{1 + B \cos \theta}$$

$$1^{\text{er}} \text{ cas} \quad B > 0 \quad \text{c'est à dire} \quad v_0 > \sqrt{\frac{\gamma M}{r_0}} \quad \text{alors} \quad r = \frac{P}{1 + e \cos \theta}$$

$$\text{avec} \quad P = \frac{\frac{C^2}{\gamma M}}{1 + e \cos \theta} \quad \text{et} \quad e = \frac{r_0 v_0^2}{\gamma M} - 1$$

$$2^{\text{e}} \text{ cas} \quad B < 0 \quad \text{c'est à dire} \quad v_0 < \sqrt{\frac{\gamma M}{r_0}} \quad \text{alors} \quad r = \frac{P}{1 + e \cos(\theta - \theta_0)}$$

$$\text{avec} \quad e = 1 - \frac{r_0 v_0^2}{\gamma M} \quad \text{B}$$

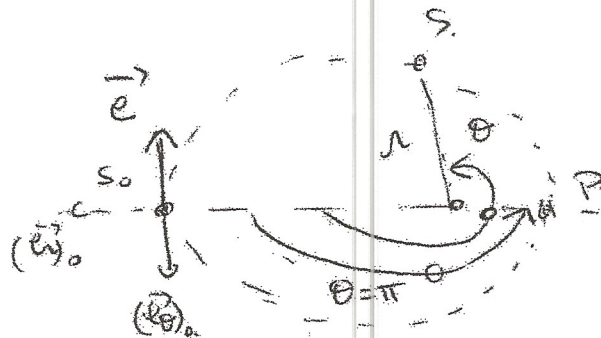
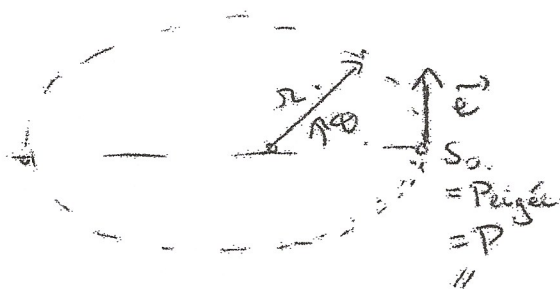
Représentation de la trajectoire.

(5)

1^{er} cas $v_0 > \sqrt{\frac{g_{NT}}{\rho_0}}$

$$P = \frac{c^2}{g_{NT}}$$

2^{es} cas



$$r = \frac{P}{1 + e \cos \theta} \quad \text{et } P \text{ défini par } \theta = 0$$

$$r = \frac{P}{1 + e \cos(\theta - \pi)}$$

Rq $e < 1$

Point de perigée défini par $\theta = \pi$

4)

$$E_m = \frac{1}{2} m v_0^2 - \frac{g_{mNT}}{\rho_0}$$

avec $C = \rho_0 v_0$

$$\text{et } e = \frac{\rho_0 v_0^2}{g_{NT}} - 1 \Rightarrow \begin{cases} \rho_0 v_0 = C \\ \rho_0 v_0^2 = (1+e) \cdot \frac{g_{NT}}{\rho_0} \end{cases}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} v_0 = \frac{(1+e) g_{NT}}{C} \\ \text{et } \rho_0 = \frac{C}{v_0} = \frac{C^2}{(1+e) g_{NT}} \end{cases}$$

$$\text{d'où } E_m = \frac{1}{2} m \frac{g_{NT}^2}{C^2} (1+e)^2 - \frac{g_{mNT}^2}{C^2} (1+e) = m \frac{g_{NT}^2}{C^2} \left[\frac{1}{2} (1+e)^2 - (1+e) \right]$$

$$E_m = m \frac{g_{NT}^2}{2 C^2} \frac{(1+e)^2 - 2(1+e)}{1+e+e^2-2-2e} = -m \frac{g_{NT}^2}{2 C^2} (1-e^2) = \left[-\frac{g_{mNT} (1-e^2)}{2 \rho_0} \right] = E_m$$

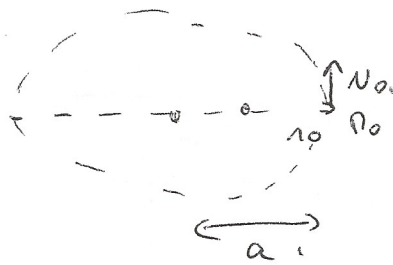
$E_m < 0 \Rightarrow e < 1$

a) $r_p = \frac{P}{1+e} \Rightarrow 2a = r_a + r_p = \frac{P}{1-e} + \frac{P}{1+e} = \left[\frac{2P}{1-e^2} = 2a \right]$

$r_a = \frac{P}{1-e}$

b) $\Rightarrow \left[E_m = -\frac{g_{mNT}}{2a} \right]$

(2)



$$E_m = \frac{1}{2} m v_0^2 - \frac{\gamma m M_T}{r_0} = -\frac{\gamma m M_T}{2a}$$

r_0 est le périhélie si
 $\begin{cases} \vec{r_0} \perp \vec{v_0} \\ r_0 < a \end{cases}$

$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r_0} - \frac{v_0^2}{\gamma M_T} < \frac{1}{r_0} \Rightarrow \frac{1}{r_0} < \frac{v_0^2}{\gamma M_T} \Rightarrow \boxed{v_0 > \underbrace{\sqrt{\frac{\gamma M_T}{r_0}}}_{v_c}}$$

Donc si $v_0 > v_c$ So = Périhélie
 $v_0 < v_c$ So = Apogée.

Dans le cas où $v_0 > v_c$ $r_A = 2a - r_0 = \frac{2}{\frac{2}{r_0} - \frac{v_0^2}{\gamma M_T}} - r_0 = \frac{2 r_0 \gamma M_T}{2 \gamma M_T - r_0 v_0^2} - r_0$

$$r_A = \frac{2 r_0}{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}} - r_0 = \boxed{\frac{r_0 \cdot \left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}{2 - \left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2} = r_A}$$

2] v'_c = vitesse sur une orbite circulaire de rayon r_A .

$$(v'_c)_A = \sqrt{\frac{\gamma M_T}{r_A}} = \sqrt{\frac{\gamma M_T}{r_0 \cdot \frac{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}}} = \sqrt{\frac{\gamma M_T}{r_0} \cdot \frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}}$$

$$\text{et } v_A = \frac{r_0 v_0}{r_A} = \frac{r_0 v_0}{r_0 \left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2} \left(2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}\right) = v_0 \cdot \left(\frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}\right)$$

vitesse
en A sur
l'orbite
elliptique.

d'où

$$\begin{aligned} v'_{cA} - v_A &= \sqrt{\frac{\gamma M_T}{r_0} \frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}} - v_0 \left(\frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}\right) \\ &= v_c \sqrt{\frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}} \left[1 - \frac{v_0}{v_c} \sqrt{\frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\left(\frac{v_0}{v_c}\right)^2}} \right] = v_c \sqrt{\frac{2 - \frac{v_0^2}{v_c^2}}{\frac{v_0}{v_c^2}}} \underbrace{\left(1 - \sqrt{2 \frac{v_0}{v_c}}\right)}_{> 0} \end{aligned}$$

$$\Rightarrow \boxed{v'_{cA} > v_A}$$

205 Freinage d'une satellite :

(7)

1] Trajectoire circulaire de rayon r .

$$\vec{ON} = r\vec{e}_r \quad \vec{v} = r\dot{\theta}\vec{e}_\theta \quad \vec{a} = -r\dot{\theta}^2\vec{e}_r = -\frac{v^2}{r}\vec{e}_r$$

$$m\vec{a} = \vec{F} \text{ ds } Rg \text{ galiléen} \Rightarrow -\frac{mv^2}{r} = -\frac{GmM}{r^2} \Rightarrow \boxed{v = \sqrt{\frac{GM}{r}}}$$

$$E_c = \frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2}\frac{GMm}{r} \quad ; \quad E_p = -\frac{GMm}{r} \Rightarrow E_m = E_c + E_p = -\frac{GMm}{2r}$$

$$d'au \quad \boxed{E_m = -E_c < 0}$$

2] La satellite subit une force de frottement $\vec{F} = -\alpha m v \vec{v}$.

$$E_p = -\frac{GMm}{r} \Rightarrow \frac{dE_p}{dr} = \frac{GMm}{r^2} \Rightarrow dE_p = \frac{GMm}{r^2} dr$$



$$\text{ou encore} \quad \Delta E_p = \frac{GMm}{r^2} \Delta r$$

Rq $\Delta r < 0 \Rightarrow \Delta E_p < 0$
(le satellite perd de l'énergie)

$$E_m = +\frac{1}{2}E_p \text{ sur une orbite circulaire}$$

$$\Delta E_m = +\frac{1}{2}\Delta E_p = \frac{GMm}{2r^2} \Delta r < 0$$

3] Théorème de l'énergie mécanique :

$$dE_m = \delta W_{\text{frot}} = -\alpha m v^3 dt$$

sur une période, on suppose l'orbite circulaire de rayon r .

$$\Delta E_m = -\alpha m v^3 T \Rightarrow \frac{GMm}{2r^2} \Delta r = -\alpha m v^3 \frac{T}{r}$$

$$\text{avec } v \cdot T = 2\pi r$$

$$\text{et } v^2 = \frac{GM}{r}$$

$$\Rightarrow \frac{GMm}{2r^2} \Delta r = -\alpha \frac{2\pi r}{r} \cdot \frac{GMm}{r^2}$$

$$\Rightarrow \boxed{\Delta r = -4\pi r^2 \alpha}$$

$$4] dE_p = \frac{GMm}{r^2} dr \quad \text{et} \quad dE_m = \frac{1}{2}dE_p = \frac{GMm}{2r^2} dr = -\alpha m v^3 dt$$

$$d'au \quad \frac{GMm}{2r^2} dr = -\alpha \frac{(GM)^{3/2}}{r^{3/2}} dt$$

$$\Rightarrow \frac{dr}{\sqrt{r}} = -2\alpha \sqrt{GM} dt$$

$$\frac{1}{-1/2+1} r^{1/2} = -2\alpha \sqrt{GM} t + cte$$

$$\text{à } t=0, r=r_0$$

$$\Rightarrow \boxed{\sqrt{r} = -\alpha \sqrt{GM} t + \sqrt{r_0}}$$

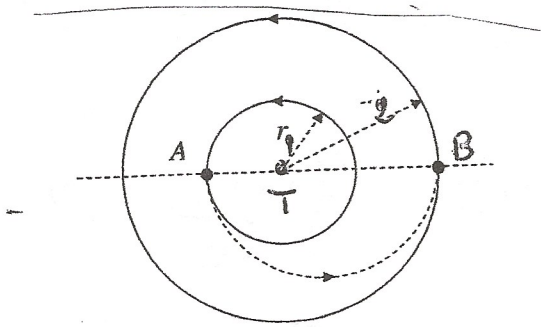
2x61 Orbite de Transfert d'un satellite.

(8)

1. $v_c = \sqrt{\frac{g r_T}{r}}$ vitesse sur une orbite circulaire de rayon r .

$$E_c = \frac{1}{2} m v_c^2 - \frac{g m m_T}{r} = - \frac{g m m_T}{2r}.$$

2. Orbite elliptique.



$$E_m = - \frac{g m m_T}{2a} \quad \text{et} \quad 2a = r_1 + r_2 \Rightarrow E_m = - \frac{g m m_T}{r_1 + r_2}.$$

3.

en A Sur l'orbite circulaire

$$(v_A)_c = \sqrt{\frac{g r_T}{r_1}}$$

Sur l'orbite elliptique

Rq A = Périgée de l'ellipse car $r_1 = r_{\min}$ et $(\vec{v}_A)_E \perp \vec{r}_A \hat{=} (\vec{v}_A)_c$ donc $\perp TM$

$$(E_m)_{\text{ellipse}} = - \frac{g m m_T}{r_1 + r_2} = \frac{1}{2} m (v_A)_E^2 - \frac{g m m_T}{r_1} \Rightarrow$$

$$\begin{aligned} (v_A)_E &= \left[- \frac{2g r_T}{r_1 + r_2} + \frac{2g r_T}{r_1} \right]^{\frac{1}{2}} = \sqrt{2g r_T} \left[\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_1 + r_2} \right]^{\frac{1}{2}} \\ &= \sqrt{2g r_T} \cdot \left(\frac{r_2}{r_1 (r_1 + r_2)} \right)^{\frac{1}{2}} = \sqrt{\frac{g r_T}{r_1}} \cdot \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \end{aligned}$$

$$(N_A)_E = (N_A)_C \cdot \underbrace{\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}}}_{>1} > (N_A)_C. \quad \boxed{\text{eq 6}} \quad (9)$$

en B

B = Apogée de l'ellipse

car $r_2 = r_{\text{max}}$ et

$$(\vec{N}_B)_E \parallel (\vec{N}_B)_C \text{ donc } \perp \vec{\Pi}.$$

$$(E_m)_{\text{ellipse}} = - \frac{G m \Pi_T}{r_1+r_2} = \frac{1}{2} m (N_B)_E^2 - \frac{G m \Pi_T}{r_2} \Rightarrow$$

$$(N_B)_E = \sqrt{\frac{G \Pi_T}{r_2}} \cdot \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} = (N_B)_C \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} < (N_B)_C.$$

Conclusion : en A orbite circulaire $\rightarrow$ orbite elliptique
 $\Delta N_A > 0$.

en B orbite elliptique $\rightarrow$ orbite circulaire
 $\Delta N_B > 0$.

$$q) T_{\text{transfert}} = \frac{T}{2} \leftarrow \text{période} \quad \text{et} \quad \begin{cases} \frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{G \Pi_T} \\ \text{et } 2a = r_1 + r_2 \end{cases}$$

$$\text{AN} \quad \begin{cases} r_1 = 8 \cdot 10^3 \text{ km} \\ r_2 = 16 \cdot 10^3 \text{ km} \\ R_T = 6400 \text{ km} \end{cases}$$

et $g = 9.8 \text{ ms}^{-2} \rightarrow$ permet de calculer $G \cdot \Pi_T$
 car $g = \frac{G \Pi_T}{R_T^2}$

$(N_A)_C = 7.1 \text{ km s}^{-1}$ $\Delta N_A = 1091 \text{ ms}^{-1}$	$(N_B)_C = 5009 \text{ ms}^{-1}$ $\Delta N_B = 4090 \text{ ms}^{-1}$
--	---

0.7) lancement de la navette spatiale -

(10)

1] Pour une trajectoire circulaire : $-\frac{M \frac{v^2}{R+h} \vec{e}_r}{R+h} = -\frac{M m_T g}{(R+h)^2} \vec{e}_r$

$$\rightarrow v^2 = \frac{g \cdot R^2}{R+h} \quad \text{ou} \quad g_0 = \frac{g \cdot R^2}{R+h} \rightarrow g \cdot R^2 = g_0 R^2$$

$$\rightarrow v^2 = \frac{g_0 R^2}{R+h} \rightarrow \boxed{v = R \sqrt{\frac{g_0}{R+h}}} \quad \boxed{\omega = \frac{v}{R+h} = \sqrt{\frac{g_0 R^2}{(R+h)^3}}}$$

$$E = \frac{1}{2} M v^2 - \frac{g \cdot M m_T}{R+h} = \boxed{-\frac{1}{2} \frac{M g_0 R^2}{R+h} = E_m} \leftarrow \text{ds le référentiel géocentrique.}$$

$$2.] T = 12 \text{ heures} = \frac{2\pi}{\omega} \rightarrow \sqrt{\frac{g_0 R^2}{(R+h)^3}} = \frac{2\pi}{T} \rightarrow \boxed{h = \left(\frac{T_0^2}{4\pi} g_0 R^2 \right)^{1/3} - R = 6270 \text{ km}}$$

3.] Avant le lancement : $\vec{v}_{\text{pave}} / \text{Référentiel} = \vec{v}_P / \text{géocentrique}$

Pest animé ds le référentiel géocentrique d'un mouvement de rotation autour de l'axe polaire de rayon $R \cos \lambda$ à la vitesse angulaire de rotation de la terre $\omega_T \rightarrow v = R \cos \lambda \cdot \omega_T$ $\omega_T = \frac{2\pi}{T}$

$$(E_m)_{\text{avant}} / \text{référentiel} = \frac{1}{2} M \frac{4\pi^2}{T^2} R^2 \cos^2 \lambda - \frac{(G M m_T)}{R} \rightarrow \pi g_0 R^2$$

$$\Delta E_m = E_m(\text{orbitale}) / \text{geo} - (E_m)_{\text{avant}} / \text{réf. geo} = -\frac{1}{2} \frac{M g_0 R^2}{R+h} + \pi g_0 R^2 - \frac{1}{2} M \frac{4\pi^2}{T^2} R^2 \cos^2 \lambda$$

10) Pour que ΔE_m soit le + faible possible, il faut $\cos^2 \lambda$ le plus grand possible donc $\lambda \rightarrow 0$.

$$11) \frac{\Delta(\Delta E_m)}{\pi} = \frac{(\Delta E_m)}{\pi} \lambda_1 - \frac{(\Delta E_m)}{\pi} \lambda_2 = \frac{1}{2} \cdot \frac{4\pi^2}{T^2} R^2 [\cos^2 \lambda_1 - \cos^2 \lambda_2] = 107 \text{ kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$$

$\rightarrow 0,27 \text{ g d'essence en moins par kg transportée.}$

$$= 7340 \text{ ms}^{-1}$$

$$\boxed{v = 7740 \text{ ms}^{-1}}$$

Exp 8

Planète de Jupiter.

(1)

$$(1) \begin{cases} \frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{G M_{\text{Jupiter}}} & T_{\text{Europe}} \\ a(\text{Europe}) = 6,6 \cdot 10^5 \text{ km} & T_{\text{Europe}} = 3,55 \text{ jours} \\ a(\text{Io}) = 421800 \text{ km} & T(\text{Io}) = 1,77 \text{ jours} \end{cases}$$

$$(2) \begin{cases} \frac{T_{\text{Tene}}^2}{a_{\text{Tene}}^3} = \frac{4\pi^2}{G \cdot M_s} & a_{\text{Tene}} = 150 \cdot 10^6 \text{ km} \\ & M_s = 2 \cdot 10^{30} \text{ kg} \end{cases}$$

En divisant membre à membre (1)/(2)

$$\frac{T_{\text{Europe}}^2}{T_{\text{Tene}}^2} \cdot \left(\frac{a_{\text{Tene}}}{a_{\text{Europe}}} \right)^3 = \frac{M_s}{M_{\text{Jupiter}}}$$

$$\text{AN} \quad \frac{M_s}{M_{\text{Jupiter}}} = \left(\frac{3,55}{365,25} \right)^2 \cdot \left(\frac{150}{0,66} \right)^3 = 1110$$

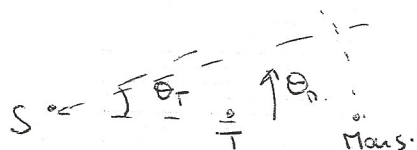
$$M_{\text{Jupiter}} = \frac{M_{\text{soleil}}}{1110} = 1,8 \cdot 10^{27} \text{ kg}$$

Exercice 9 Caractéristiques de Mars -

a) $\frac{T^2}{a^3} = \text{cte}$ $\frac{T_{\text{mars}}^2}{a_{\text{mars}}^3} = \frac{T_{\text{tere}}^2}{a_{\text{tere}}^3} \rightarrow a_{\text{mars}} = a_{\text{tere}} \times \left(\frac{T_{\text{mars}}}{T_{\text{tere}}}\right)^{\frac{2}{3}}$

AN $a_{\text{mars}} = 150 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1,9}{1}\right)^{\frac{2}{3}} = 230 \cdot 10^6 \text{ km} \cdot (249 \cdot 10^6 \text{ km})$

b)



$$\theta_T = \omega_T \cdot t$$

$$\theta_M = \omega_M \cdot t$$

$$T_{\text{mars}} > T_{\text{tere}}$$

$$\omega_{\text{mars}} < \omega_{\text{tere}}$$

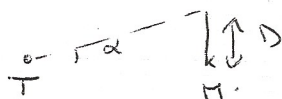
$$\theta_T > \theta_M$$

S. T. M alignés pour.

$$\theta_T - \theta_M = 2\pi \rightarrow (\omega_T - \omega_M) \Delta t = 2\pi \rightarrow \Delta t = \frac{2\pi}{\frac{2\pi}{T} - \frac{2\pi}{T_{\text{mars}}}}$$

$$\rightarrow \Delta t = \frac{T_{\text{mars}} \cdot T_{\text{tere}}}{T_{\text{mars}} - T_{\text{tere}}} = \frac{1,9}{0,9} = 2,11 \text{ ans}$$

c)



$$\alpha = \frac{D}{d_{TM}} \rightarrow D = \alpha \cdot 80 \cdot 10^6 \text{ km}$$

$$\alpha = 1^\circ = \left(\frac{\pi}{180}\right) \text{ rad}$$

$$1^\circ = 1,7 \cdot 10^{-2} \text{ rad}$$

$$1' = 2 \cdot 10^{-4} \text{ rad}$$

$$1'' = 4,85 \cdot 10^{-6} \text{ rad}$$

$$\rightarrow D = 18,2 \cdot 4,85 \cdot 10^{-6} \cdot 80 \cdot 10^6$$

$$\rightarrow \boxed{D = 7216,8 \text{ km}} \quad (6809 \text{ km})$$

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{G M_{\text{mars}}} \rightarrow M_{\text{mars}} = \frac{4\pi^2}{6,67 \cdot 10^{-11}} \times \frac{(24)^3 \cdot 10^{18}}{(30 \times 3600 + 20 \times 60)^2}$$

$$= 0,68 \cdot 10^{24} \text{ kg} \quad (\text{valeur officielle } 0,64 \cdot 10^{24} \text{ kg})$$