

Satellites artificiels

Première partie Étude générale

1.1. Le Maroc a lancé son premier satellite artificiel en 2001. Nom : Zarkae Elyamama ; il est destiné au usage de la télécommunication.

1.2.

$$\mathcal{G}(r) = \frac{GM}{r^2} \text{ et } g_o = \frac{GM}{R_T^2} ; \text{ Soit : } \boxed{G(r) = g_o \frac{R_T^2}{r^2}}$$

1.3.

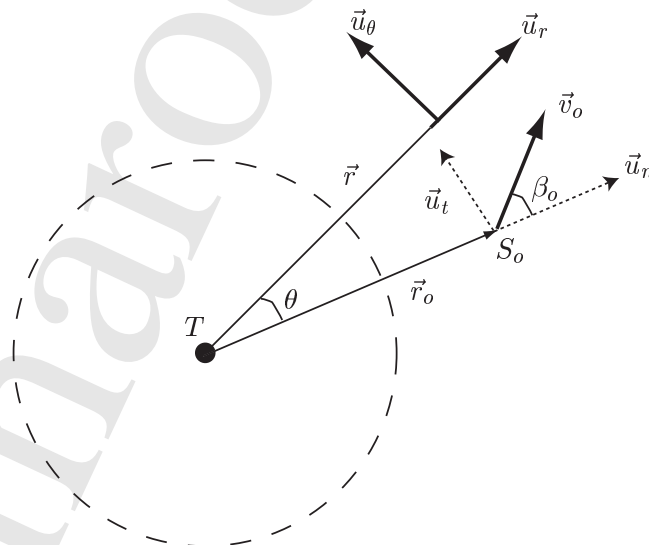
$$\alpha_o = \frac{r_o v_o^2}{g_o R_T^2} ; \quad \beta_o = (\vec{T}\vec{S}_o, \vec{v}_o) \text{ et } \vec{f}_G = -mg_o \frac{R_T^2}{r^2} \vec{u}_r$$

1.3.1. Théorème du moment cinétique

$$\frac{d\vec{\sigma}_T}{dt} = \vec{M}_T(\vec{f}_G) = \vec{0} \implies \vec{\sigma} = \text{constante vectorielle}$$

Le mouvement du satellite est, donc, plan. Le plan du mouvement est le plan perpendiculaire, à chaque instant, au moment cinétique $\vec{\sigma}_T$ qui est une constante vectorielle égale à sa valeur initiale ; soit : $\vec{T}\vec{S}_o \wedge m\vec{v}_o$. le plan du mouvement est le plan $(\vec{T}\vec{S}_o, \vec{v}_o)$

1.3.2.



1.3.3. Moment cinétique du satellite

$$\vec{\sigma}_T = \vec{\sigma} = \vec{T} \vec{S}_o \wedge m \vec{v}_o = m \vec{r}_o \wedge \vec{v}_o \implies \vec{\sigma} = m r_o v_o \sin \beta_o \vec{u}_z \quad \text{ou} \quad \boxed{\sigma = m r_o v_o \sin \beta_o}$$

1.4. Le vecteur HAMILTON \vec{H}

$$\vec{H} = m \vec{v} - \frac{K}{\sigma^2} \left(\vec{\sigma} \wedge \frac{\vec{r}}{r} \right) = m \vec{v} - \frac{K}{\sigma^2} (\vec{\sigma} \wedge \vec{u}_r)$$

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = m \vec{a} - \frac{K}{\sigma^2} \left(\vec{\sigma} \wedge \frac{d\vec{u}_r}{dt} \right) = \vec{f}_G - \frac{K}{\sigma^2} \dot{\theta} (\vec{\sigma} \wedge \vec{u}_\theta)$$

$$\vec{f}_G = -m g_o \frac{R_T^2}{r^2} \vec{u}_r \quad \text{et} \quad \vec{\sigma} = \sigma \vec{u}_z = m r^2 \dot{\theta} \vec{u}_z \implies \boxed{\frac{d\vec{H}}{dt} = \left(-m g_o \frac{R_T^2}{r^2} - \frac{K}{m r^2} \right) \vec{u}_r}$$

H reste constante au cours du mouvement si et seulement si : $\boxed{K = m^2 g_o R_T^2}$

1.5. Hodographe H

1.5.1.

$$\overrightarrow{OA} = \vec{v} = \frac{\vec{H}}{m} + \frac{K}{m \sigma^2} (\vec{\sigma} \wedge \vec{u}_r) \implies \boxed{\overrightarrow{OA} = \frac{\vec{H}}{m} + \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \vec{u}_\theta}$$

\vec{H} étant constante du mouvement : $\vec{H} = \vec{H}(t=0)$; soit :

$$\vec{H} = m \vec{v}_o - \frac{K}{\sigma} \vec{u}_t = m \vec{v}_o - \frac{m g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \vec{u}_t = m v_o \cos \beta_o \vec{u}_n + m \left(v_o \sin \beta_o - \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \right) \vec{u}_t$$

$$\vec{v} = \frac{\vec{H}}{m} + \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \vec{u}_\theta \quad \text{avec} \quad \vec{u}_\theta = -\sin \theta \vec{u}_n + \cos \theta \vec{u}_t$$

$$\text{Soit : } \vec{v} \begin{pmatrix} v_o \sin \beta_o - \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} (1 - \cos \theta) \\ v_o \cos \beta_o - \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \sin \theta \end{pmatrix}_{(\vec{u}_t, \vec{u}_n)} = v_t \vec{u}_t + v_n \vec{u}_n$$

$$\implies \boxed{\left(v_t - v_o \sin \beta_o + \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \right)^2 + (v_n - v_o \cos \beta_o)^2 = \left(\frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \right)^2}$$

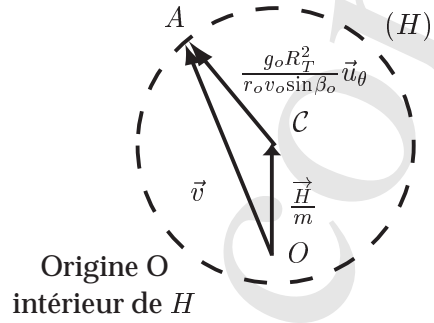
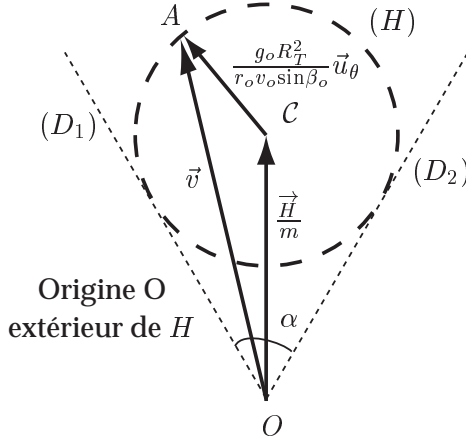
L'hodographe H est, donc, un cercle dans le plan (\vec{u}_t, \vec{u}_n) :

- de centre :

$$C \left(v_o \sin \beta_o - \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o}, v_o \sin \beta_o \right)$$

- de rayon :

$$\mathcal{R} = \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o}$$

1.5.2. Directions permises pour \vec{v}


	Origine O	A l'intérieur de H	A l'extérieur de H
1.5.3.	Direction permise	Toutes les directions	Celles délimitées par (D_1) et (D_2)
	Type de trajectoire	elliptique ou circulaire	hyperbolique ou parabolique

1.5.4.

$$\begin{cases} \vec{H} = m\vec{v}_o - \frac{K}{mr^2}\vec{u}_t \\ \vec{v}_o = v_o \cos \beta_o \vec{u}_n + v_o \sin \beta_o \vec{u}_t \\ K = m^2 g_o R_T^2 \end{cases} \Rightarrow \vec{H} = mv_o \cos \beta_o \vec{u}_n + m \left(v_o \sin \beta_o - \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o \sin \beta_o} \right) \vec{u}_t$$

avec $\vec{u}_t = \sin \theta \vec{u}_r + \cos \theta \vec{u}_\theta = \vec{u}_\theta(t=0)$ et $\vec{u}_n = \cos \theta \vec{u}_r - \sin \theta \vec{u}_\theta = \vec{u}_r(t=0)$

Dans le cas d'un mouvement circulaire :

$$\beta_o = \frac{\pi}{2} \quad \text{et} \quad v_o^2 = \frac{g_o R_T^2}{r_o} \quad \text{D'où :} \quad \vec{H} = m \left(v_o - \frac{g_o R_T^2}{r_o v_o} \right) \vec{u}_t = \vec{0}$$

1.6.

$$\vec{\varepsilon} = \frac{1}{K} \vec{H} \wedge \vec{\sigma} = \frac{\vec{H} \wedge \vec{\sigma}}{m^2 g_o R_T^2}$$

1.6.1. \vec{H} et $\vec{\sigma}$ sont deux constantes vectorielles, donc : $\vec{\varepsilon}$ est aussi constante du mouvement.
 $\vec{\varepsilon} \in$ au plan formé par \vec{H} et $\vec{\sigma} \Rightarrow \boxed{\vec{\varepsilon} \in \text{au plan polaire } (\vec{u}_r, \vec{u}_\theta)}$

1.6.2.

$$\vec{r} \cdot \vec{\varepsilon} = \frac{r}{m^2 g_o R_T^2} \vec{u}_r \cdot (\vec{H} \wedge \vec{\sigma}) \quad \text{avec :} \quad \vec{H} \wedge \vec{\sigma} = \left(\frac{\sigma^2}{r} - m^2 g_o R_T^2 \right) \vec{u}_r - m \sigma \dot{r} \vec{u}_\theta$$

$$\text{Soit : } \vec{r} \cdot \vec{\varepsilon} = \left(\frac{\sigma^2}{r} - m^2 g_o R_T^2 \right) \frac{r}{m^2 g_o R_T^2} = r \|\vec{\varepsilon}\| \cos(\theta - \theta_o) \quad \underline{\text{ou}} \quad \boxed{r = \frac{p}{1 + e \cos(\theta - \theta_o)}}$$

$$\boxed{e = \|\vec{\varepsilon}\| \quad \text{et} \quad p = \frac{\sigma^2}{K} = \frac{\sigma^2}{m^2 g_o R_T^2} = \alpha_o r_o \sin^2 \beta_o}$$

θ_o est l'angle qui positionne l'axe de la conique par rapport à l'axe polaire.

1.6.3.

$$\vec{\varepsilon} = \left(-1 + \frac{\sigma^2}{rK}\right) \vec{u}_r - m \frac{\sigma}{K} \dot{r} \vec{u}_\theta = \vec{\varepsilon}(t=0) = \left(-1 + \frac{\sigma^2}{r_o K}\right) \vec{u}_{r_o} - m \frac{\sigma}{K} \dot{r}_o \vec{u}_{\theta_o}$$

$$\dot{r}_o = v_o \cos \beta_o \Rightarrow \vec{\varepsilon} = \left(-1 + \frac{\sigma^2}{r_o K}\right) \vec{u}_{r_o} - m \frac{\sigma}{K} v_o \cos \beta_o \vec{u}_{\theta_o}$$

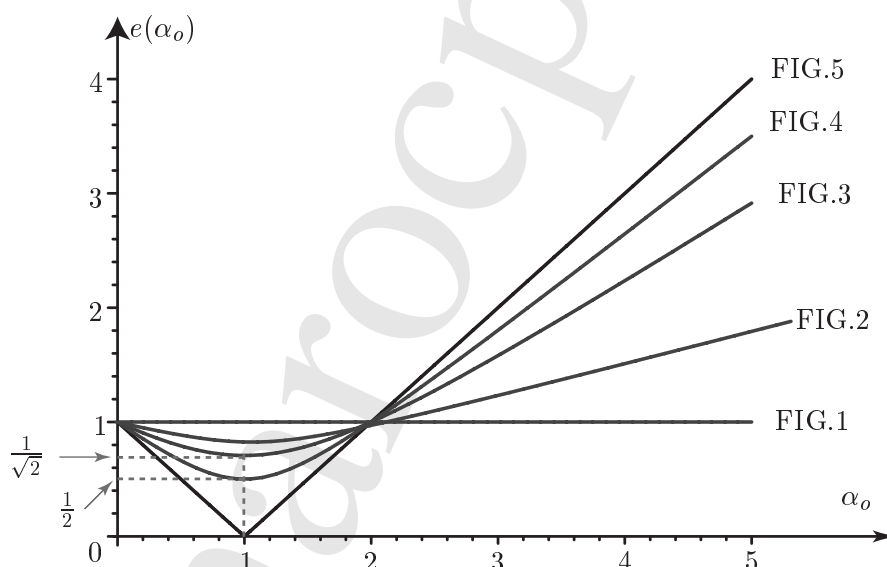
$$\begin{aligned} \Rightarrow e^2 &= \|\vec{\varepsilon}\|^2 = \left(\frac{\sigma}{K}\right)^2 \left(m^2 v_o^2 \cos^2 \beta_o + \left(-\frac{K}{\sigma} + \frac{\sigma}{r_o}\right)^2\right) \\ &= \left(\frac{\sigma}{K}\right)^2 \left(m^2 v_o^2 \cos^2 \beta_o + \left(-\frac{K}{\sigma} + m v_o \sin \beta_o\right)^2\right) \\ &= \left(\frac{\sigma}{K}\right)^2 \left(m^2 v_o^2 + \left(\frac{K}{\sigma}\right)^2 - 2 \frac{K}{r_o}\right) \\ &= 1 + m^2 v_o^2 \frac{\sigma^2}{K^2} - \frac{2\sigma}{K r_o} \\ &= 1 - 2\alpha_o \sin^2 \beta_o + \alpha_o^2 \sin^2 \beta_o \end{aligned}$$

$$\text{ou } e^2 = 1 + \alpha_o (\alpha_o - 2) \sin^2 \beta_o$$

1.7. Nature de la trajectoire

1.7.1. Tableau des résultats :

β_o	$e(\alpha_o)$	Allure du graphe
0	1	FIG.1
$\pi/6$	$\frac{1}{2} \sqrt{\alpha_o^2 - 2\alpha_o + 4}$	FIG.2
$\pi/4$	$\sqrt{1 + \frac{\alpha_o}{2}(\alpha_o - 2)}$	FIG.3
$\pi/3$	$\sqrt{1 + 3\frac{\alpha_o}{4}(\alpha_o - 2)}$	FIG.4
$\pi/2$	$ \alpha_o - 1 $	FIG.5



1.7.2.

e	$e = 0$ et $\beta_o = \pi/2$	$0 < e < 1$	$e = 1$	$e > 1$
Nature de la trajectoire	Cercle	Ellipse	Parabole	Hyperbole
α_o	$\alpha_o = 1$	$\alpha_o < 2$	$\alpha_o = 2$	$\alpha_o > 2$

La vitesse de libération v_{lib} correspond à l'état libre (ou de diffusion) où le mouvement est révolatif,
 \Rightarrow Trajectoire hyperbolique $e = 1$, ou $\alpha_o = 2$; soit :

$$\alpha_o = \frac{r_o v_{lib}^2}{g_o R_T^2} = 2 \Rightarrow v_{lib} = \sqrt{\frac{2g_o R_T^2}{r_o}} = R_T \sqrt{\frac{2g_o}{z_o + R_T}}$$

1.7.3. La trajectoire est circulaire pour $e = 0$, soit :

$$\alpha_o (\alpha_o - 2) \sin^2 \beta_o + 1 = 0 \text{ et } \beta_o = \frac{\pi}{2}$$

Vitesse v_s du satellite sur son orbite circulaire :

$$\alpha_o (\alpha_o - 2) + 1 = 0 \Rightarrow \alpha_o = 1 = \frac{r_o v_s^2}{g_o R_T^2} \text{ ou } v_s = R_T \sqrt{\frac{g_o}{r_o}} = R_T \sqrt{\frac{g_o}{z_o + R_T}}$$

1.8. On considère le cas : $\alpha_o = 1$ et $0 < \beta_o < \pi/2$.

1.8.1. Dans ces conditions : $e = 1 - \sin^2 \beta_o$ et on a $0 < \beta_o < \pi/2$, d'où $0 < e < 1$: La trajectoire est, donc, elliptique.

1.8.2. Expression de θ_o en fonction de α_o

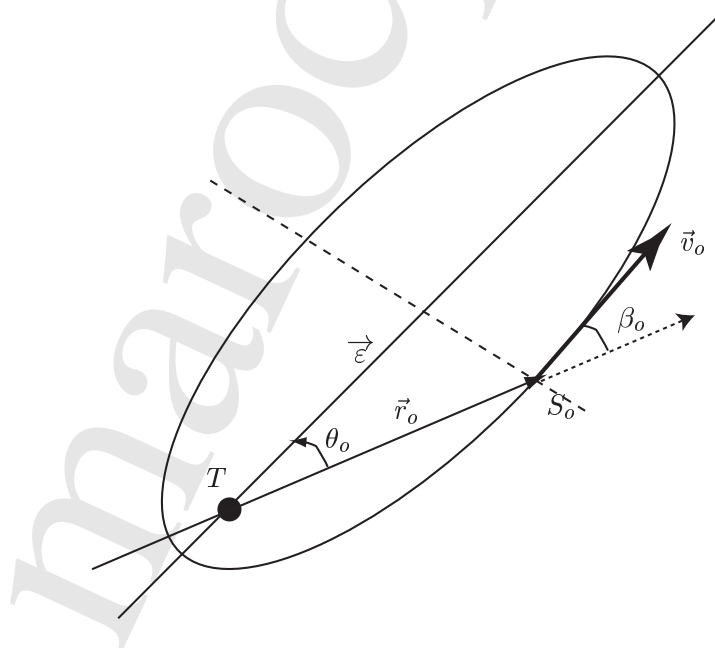
$$\alpha_o = 1 \Rightarrow e^2 = \cos^2 \beta_o \text{ et } e \cos \theta_o = \frac{p}{r_o} - 1 = -\cos^2 \beta_o$$

$$\Rightarrow \cos \theta_o = -\cos \beta_o \text{ ou } \theta_o = \beta_o + \pi$$

1.8.3. θ_o est, aussi, l'angle entre \vec{e} et $\overrightarrow{TS_o}$: \vec{e} coïncide, donc, avec le grand axe, dont les positions particulières sont telles que :

- ◇ $\theta = \theta_o = \beta_o + \pi$: la position du périégée. et
- ◇ $\theta = \theta_o + \pi = \beta_o + 2\pi$: la position de l'apogée.

Conséquence : le vecteur vitesse \vec{v}_o est collinéaire au vecteur excentricité \vec{e} et la position S_o appartient, donc, au petit axe.



Deuxième partie

Satellites circulaires

2.1. Satellites en orbite basse

2.1.1. Théorème de la résultante cinétique

$$\vec{f}_G = -mg_o \frac{R_T^2}{R^2} \vec{u}_r = m\vec{a} = -m \frac{v^2}{R} \vec{u}_r + \frac{dv}{dt} \vec{u}_\theta \Rightarrow m \frac{v^2}{R} = mg_o \frac{R_T^2}{R^2} \text{ ou } v = R_T \sqrt{\frac{g_o}{R}}$$

2.1.2. Période T de révolution du mouvement du satellite et troisième loi de KEPLER

$$T = 2\pi \frac{R}{v} = \frac{2\pi}{R_T} \sqrt{\frac{R^3}{g_o}} \Rightarrow \frac{T^2}{R^3} = \frac{4\pi^2}{g_o R_T^2}$$

2.1.3. Le satellite polaire est tel que l'axe polaire N-S se trouve dans son plan de trajectoire . Il n'y a pas de restriction sur le plan de la trajectoire et sur le sens de rotation car la force gravitationnelle est à symétrie sphérique !!

2.2. Satellites géostationnaires

2.2.1. De tels satellites envoient des informations, auxquelles ils sont destinés, sans déphasage temporel.

Applications : Observation et détection : des séismes , des volcans et des incendies ; télécommunication...

2.2.2.

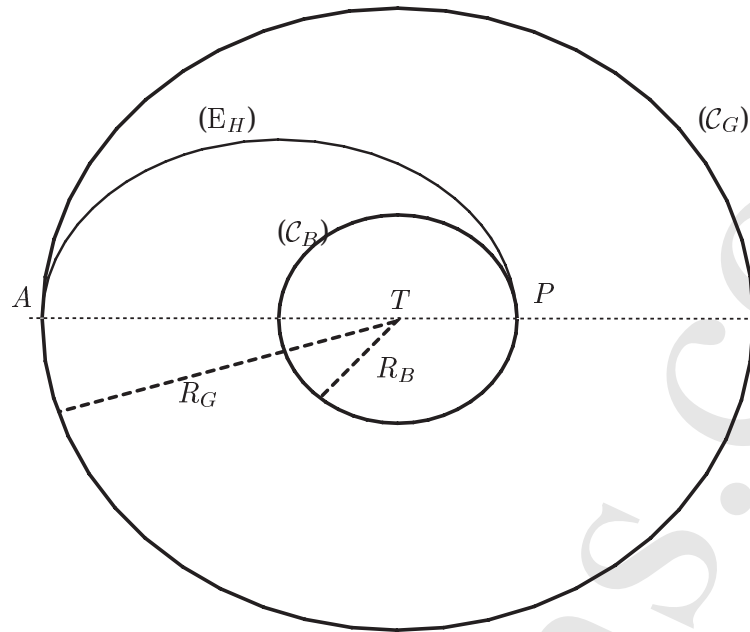
$$\frac{T_o^2}{(z_G + R_T)^3} = \frac{4\pi^2}{g_o R_T^2} \Rightarrow z_G = -R_T + \sqrt[3]{\frac{g_o R_T^2 T_o^2}{4\pi^2}}$$

2.2.3. Application numérique : $z_G \approx 35774 \text{ km}$

2.2.4. Le plan de la trajectoire est le plan équatorial et le satellite tourne dans le même sens que la rotation de la Terre dans le repère géocentrique .

2.3. Transfert d'orbite

2.3.1. Les trois trajectoires sont coplanaires (appartiennent au même plan).



2.3.2.

◇ Conservation du moment cinétique sur E_H :

$$\sigma_A = \sigma_P \quad \Rightarrow \quad v_A R_G = v_P R_B$$

◇ Conservation de l'énergie sur E_H :

$$\mathcal{E}_P = \mathcal{E}_A \quad \Rightarrow \quad \frac{1}{2} m v_P^2 - m g_o \frac{R_T^2}{R_B} = \frac{1}{2} m v_A^2 - m g_o \frac{R_T^2}{R_G}$$

◇ Combinaison des deux équations de conservation donne :

$$v_P^2 - v_A^2 = 2g_o R_T^2 \left(\frac{1}{R_B} - \frac{1}{R_G} \right) \quad \Rightarrow \quad \begin{cases} v_P = R_T \sqrt{\frac{2g_o R_G}{R_B (R_B + R_G)}} \\ v_A = R_T \sqrt{\frac{2g_o R_B}{R_G (R_B + R_G)}} \end{cases}$$

2.3.3. Variations de vitesses de transfert

$$\Delta v_1 = v_P - R_T \sqrt{\frac{g_o}{R_B}} \quad \text{et} \quad \Delta v_2 = -v_A + R_T \sqrt{\frac{g_o}{R_G}}$$

2.3.4. Durée de la phase de transfert sur l'ellipse de HOHMANN

Soit T_H la période de révolution elliptique E_H et soit a_H le demi-grand axe de l'ellipse E_H , $2a_H = R_G + R_B$

$$\Delta t = \frac{T_H}{2} \quad \text{avec} \quad \frac{T_H^2}{a_H^3} = \frac{4\pi^2}{g_o R_T^2} \quad \text{donc :} \quad \Delta t = \frac{\pi}{2R_T} \sqrt{\frac{(R_G + R_B)^3}{2g_o}}$$

2.3.5. Soit c_H la position du foyer de l'ellipse E_H par rapport à son centre

$$e_H = \frac{c_H}{a_H} \quad \text{tels que :} \quad \begin{cases} a_H = \frac{R_B + R_G}{2} \\ c_H = a_H - R_B = \frac{R_G - R_B}{2} \end{cases} \Rightarrow \boxed{e_H = \frac{R_G - R_B}{R_B + R_G}}$$

Troisième partie

Influence de l'atmosphère terrestre

3.1. Modèle de force de frottement

3.1.1. Variation de la quantité du mouvement

On considère le système (molécule - satellite). La quantité du mouvement du système est :

◇ Avant le choc : $m\vec{v}_{\text{satellite}} + m'\vec{v}_{\text{molécule}} = m\vec{v} + m'\vec{0} = m\vec{v}$

◇ Après le choc : $(m + m')\vec{v}_{\text{syst}}$ choc mou, et \vec{v}_{syst} : vitesse du système après le choc

La quantité du mouvement du satellite subit une variation :

$$\Delta\vec{p} = p_{\text{après}} - p_{\text{avant}} = m\vec{v}_{\text{syst}} - m\vec{v} = m(\vec{v}_{\text{syst}} - \vec{v}) = m\left(\frac{m}{m+m'} - 1\right)\vec{v}$$

Soit : $\Delta\vec{p} = -\frac{mm'}{m+m'}\vec{v}$ ou : $\boxed{\Delta\vec{p} \approx -m'\vec{v}}$ car $m \gg m'$

3.1.2. La variation de la quantité du mouvement du satellite pendant dt :

◇ Au cours du choc entre une molécule de masse m' et le satellite : $d\vec{p}_{\text{molécule}} \approx m'\vec{v}$

◇ Au cours du choc entre l'atmosphère de masse m' et le satellite supposé sphérique :

$$d\vec{p}_{\text{atm}} \approx \sum m'\vec{v} = m_{\text{atm}}\vec{v} = \mu(z)d\tau\vec{v} = \mu(z)\Sigma v dt\vec{v}$$

La force subit par le satellite de la part de l'atmosphère s'exprime par :

$$\vec{F} = \frac{d\vec{p}_{\text{atm}}}{dt} = -\mu(z)\Sigma v\vec{v}$$

$$\boxed{\text{ou } \vec{F} = -k(z)v\vec{v} \quad \text{avec} \quad k(z) = \mu(z)\Sigma}$$

3.1.3. Modél d'atmosphère isotherme Équation de l'hydrostatique dans le champ de pesanteur :

$$\mu(z)\vec{g} = \overrightarrow{\text{grad}} p \Rightarrow -\mu(z)g = \frac{dp(z)}{dz}$$

Dans le cadre de l'approximation : $z \ll R_T$: $g \approx g_o$, donc :

$$-\mu(z)g_o = \frac{dp(z)}{dz} \quad \text{avec :} \quad p(z) = \frac{\mu(z)}{M}RT \Rightarrow \frac{d\mu(z)}{dz} = -\frac{Mg_o}{RT}\mu(z)$$

$$\Rightarrow \mu(z) = \mu_o \exp\left(-\frac{z}{H}\right) \quad \text{avec} \quad H = \frac{RT}{Mg_o}$$

μ_o : masse volumique de l'air atmosphérique au voisinage de la surface de la Terre.

3.2. Freinage du satellite

3.2.1. Trajectoire circulaire du satellite dans le champ gravitationnel (Newtonnien)

Le théorème de la résultante cinétique : $\vec{f}_g = m\vec{a}$

$$\Rightarrow mg_o \frac{R_T^2}{R^2} = m \frac{v^2}{R} \Rightarrow v^2 = \frac{g_o R_T^2}{R_T + z} \quad \text{ou} \quad 2v dv = -g_o \frac{R_T^2}{(R_T + z)^2} dz$$

Soit :
$$\frac{dv}{dz} = -\frac{R_T}{2(R_T + z)} \sqrt{\frac{g_o}{R_T + z}}$$

3.2.2. L'énergie mécanique du satellite :

$$E_m = E_c + E_p \quad \text{avec} \quad \begin{cases} E_p = -mg_o \frac{R_T^2}{R} \\ E_c = \frac{1}{2}mv^2 = mg_o \frac{R_T^2}{R} \end{cases} \Rightarrow E_m = -\frac{E_p}{2} = -E_c$$

Au cours de la chute du satellite, son énergie potentielle diminue (perd de l'altitude) et, donc, son énergie cinétique augmente ; par conséquent : sa vitesse *augmente* !!

3.2.3. Variation de l'énergie mécanique

$$E_m = -\frac{1}{2}E_p = mg_o \frac{R_T^2}{R} \Rightarrow \frac{dE_m}{dz} = \frac{mg_o R_T^2}{2(R_T + z)^2} = \frac{mg_o R_T^2}{2R^2}$$

3.2.4. Travail des forces de frottement

$$\delta W(\vec{F}) = \vec{F} \cdot d\vec{r} = -k(z)v\vec{v} \cdot \vec{v} dt = -k(z)v^3 dt, \quad \text{ou} \quad \delta W(\vec{F}) = -\mu(z)\Sigma v^3 dt$$

3.2.5. Théorème de l'énergie mécanique

$$\frac{dE_m}{dt} = P(\vec{F}) = \frac{\delta W(\vec{F})}{dt} \Rightarrow mg_o \frac{R_T^2}{2R^2} \frac{dz}{dt} = -\mu(z)\Sigma v^3 \Rightarrow \frac{dz}{dt} = -\mu(z)\Sigma v^3 \frac{2R^2}{mg_o R_T^2}$$

$$\frac{dz}{dt} = -\frac{2}{m}\mu(z)\Sigma v R \quad \text{ou} \quad \frac{dz}{dt} = -B\mu(z)v R \quad \text{avec} \quad B = 2\frac{\Sigma}{m}$$

3.2.6. D'après les résultats précédents

$$\frac{dz(t)}{dt} = -B\mu(z)v R = -2\frac{\Sigma}{m} R_T \sqrt{\frac{g_o}{R}} \mu_o R e^{-\frac{z(t)}{H}}$$

Dans l'approximation $z \ll R_T$: $R = z(t) + R_T \approx R_T \Rightarrow \frac{dz(t)}{dt} = -2\frac{\Sigma}{m} R_T \sqrt{R_T g_o \mu_o} e^{-\frac{z(t)}{H}}$

$$\Rightarrow e^{\frac{z(t)}{H}} = -\frac{t}{\tau} + \frac{C_o}{H} \Rightarrow z(t) = H \ln \left(\frac{C_o}{H} - \frac{t}{\tau} \right) \quad \text{tel que :} \quad C_o = e^{\frac{z(0)}{H}}$$

Avec : $\tau = \frac{mH}{2\Sigma R_T \sqrt{R_T g_o \mu_o}}$: terme homogène à un temps.

3.2.7. Application numérique :

$$\tau = 6,45 \times 10^{-6} \text{ s}$$

La durée t_{chute} du chute d'un satellite, depuis l'altitude h , est telle que : $z(t_{\text{chute}}) = 0$

$$\Rightarrow e^{\frac{z(t_{\text{chute}})}{H}} = \frac{t_{\text{chute}}}{\tau} = e^{\frac{h}{H}} \quad \text{Soit : } \boxed{t_{\text{chute}} = \tau e^{\frac{h}{H}} = 6,4 \cdot 10^7 \text{ s}}$$

3.2.8.

Vitesse d'agitation thermique est : $v_{\text{th}} = 0,5 \text{ km s}^{-1}$

Dans l'approximation $z \ll R_T$, la vitesse du satellite est : $v_{\text{sat}} \approx \sqrt{g_0 R_T} = 7,75 \text{ km s}^{-1}$

$$\Rightarrow v_{\text{th}} \ll v_{\text{sat}}$$