

■ APPLICATIONS DE COURS

Exercice 1. Caractéristiques d'un mouvement à force centrale



- 1) Pour un mouvement à force centrale, établir la conservation du moment cinétique.
- 2) Montrer que le mouvement est alors plan.
- 3) Etablir la loi des aires et donner son interprétation géométrique.

Exercice 2. Caractéristiques d'un mouvement à force central conservative



Considérons un point M soumis uniquement à une force centrale conservative.

- 1) Définir et établir l'expression de son énergie potentielle effective.
- 2) Dans le cas d'une force newtonienne, quelle est l'expression de cette énergie potentielle effective ?
- 3) On donne l'allure de cette courbe ci-contre ; proposer une discussion qualitative sur la nature des trajectoires possibles selon l'énergie mécanique initiale du système.

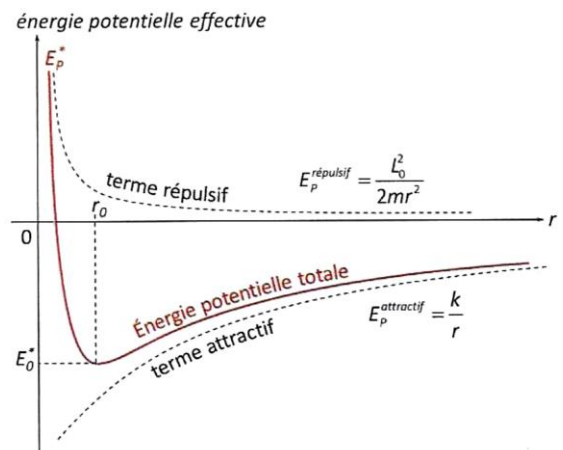


Fig 12. L'énergie potentielle effective est obtenue en additionnant l'énergie potentielle de la force centrale, ici attractive ($k < 0$), à un terme répulsif lié à la rotation du point matériel.

Exercice 3. Orbite circulaire autour d'un astre, vitesses cosmiques



On étudie le mouvement d'un satellite assimilé à un point matériel M de masse m en orbite circulaire de rayon r_0 (ou d'altitude z) autour d'un astre de centre O, de masse M , de rayon R , tel que $R + z = r_0$.

- 1) Montrer que le mouvement est uniforme.
- 2) Donner l'expression de la vitesse du satellite (ou vitesse de satellisation) à la distance r . Effectuer l'application numérique dans le cas d'un satellite terrestre à l'altitude $h = 300$ km.
- 3) Etablir l'expression de la période T du mouvement, et établir la « pseudo » 3^{ème} loi de Képler. Citer les 3 lois de Képler.
- 4) Quelles sont les caractéristiques d'un satellite géostationnaire ? déterminer l'altitude de son orbite.
- 5) La première vitesse cosmique v_1 , ou vitesse d'évasion, correspond à la vitesse minimale pour qu'un satellite soit en orbite autour d'un astre ; il s'agit donc de la vitesse sur l'orbite circulaire rasante. Etablir son expression et effectuer l'application numérique dans le cas d'un satellite terrestre. Que se passe-t-il pour une vitesse inférieure ?
- 6) La seconde vitesse cosmique v_2 , ou vitesse de libération, correspond à la vitesse minimale à donner à un satellite initialement immobile sur le sol pour qu'il puisse quitter l'attraction gravitationnelle.
 - a) Etablir l'expression de la vitesse de libération d'un satellite de la Terre, et effectuer l'A.N.. Que se passe-t-il pour une vitesse inférieure ? une vitesse supérieure ?
 - b) Etablir l'expression de la vitesse de libération d'une planète en rotation autour du soleil et effectuer l'A.N. pour la Terre ; comparer à la vitesse de la Terre sur son orbite, en moyenne de 30 km.s^{-1} .

- c) Application aux trous noirs : Définition classique : un corps est un trou noir lorsque $v_{\text{lib}} \geq c$ (« même la lumière ne peut s'en échapper »).

Déterminer sa dimension R_{Sch} (appelée « Rayon de Schwarzschild ») pour une masse $M = M_T = 6.10^{24}$ kg.

Données : $G = 6,67.10^{-11} \text{ m}^3.\text{kg}^{-1}.\text{s}^{-2}$, Terre : $R_T = 6400 \text{ km}$, $M_T = 5,97.10^{24} \text{ kg}$, Soleil : $R_{Sol} = 7.10^5 \text{ km}$

■ EXERCICES INCONTOURNABLES

Exercice 4. Energie de satellisation, chute d'un satellite en orbite circulaire autour d'un astre 2 | 1

On étudie le mouvement d'un satellite assimilé à un point matériel M de masse m en orbite circulaire de r_0 (ou d'altitude z) autour d'un astre de centre O, de masse M , de rayon R , tel que $R + z = r_0$.

- 1) Donner l'expression des énergies cinétique E_c , potentielle E_p et mécanique E_0 . Montrer qu'il existe une relation simple entre E_p et E_c puis exprimer E_0 en fonction de r_0 seulement.

L'altitude du satellite étant peu élevée, il subit les frottements des hautes couches de l'atmosphère. Son énergie totale diminue alors avec le temps suivant la loi : $E = E_0 (1 + \alpha t)$; $\alpha > 0$, $E_0 < 0$. On suppose que la trajectoire reste circulaire.

- 2) Déterminer, en fonction du temps, le rayon r de la trajectoire, et la vitesse v du satellite. Expliquer pourquoi la vitesse du satellite augmente alors qu'il est freiné par l'atmosphère.
- 3) Déterminer l'expression de l'énergie de satellisation à l'altitude z , c'est à dire l'énergie à fournir pour mettre en orbite un satellite en orbite circulaire à l'altitude z . Effectuer l'A.N. pour un satellite terrestre à $h = 300 \text{ km}$.

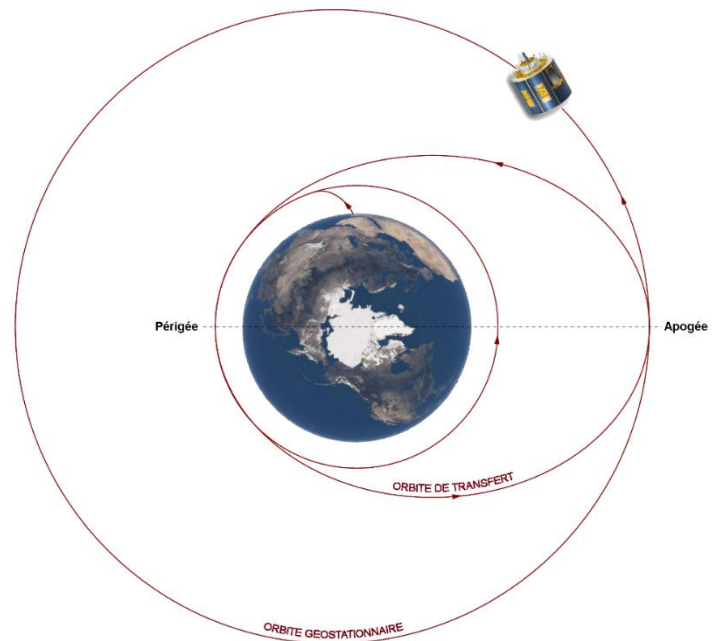
Exercice 5. Transfert d'orbites IMPORTANT | 2 ou 3 | 2

Pour placer un satellite de masse m en orbite géostationnaire, on l'envoie d'abord sur une orbite circulaire basse d'altitude $h_1 = 200 \text{ km}$.

On le fait ensuite passer sur une orbite elliptique de transfert (ellipse de Hohmann) dont le périhélie se situe sur l'orbite basse et l'apogée sur l'orbite géostationnaire dont l'altitude est $h_2 = 35\,800 \text{ km}$.

Rayon de la terre : $R_T = 6400 \text{ km}$, champ de pesanteur au sol : $g_0 = 9,81 \text{ m.s}^{-2}$

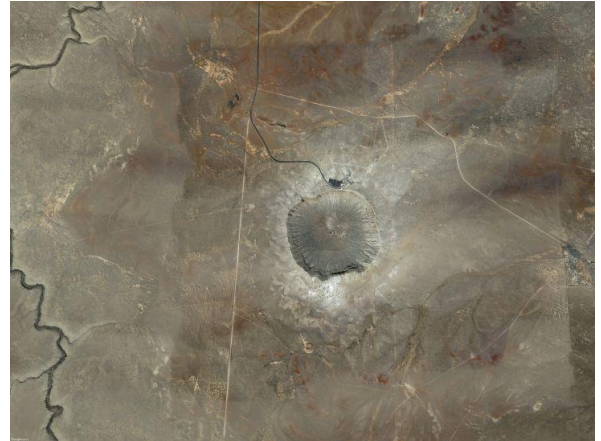
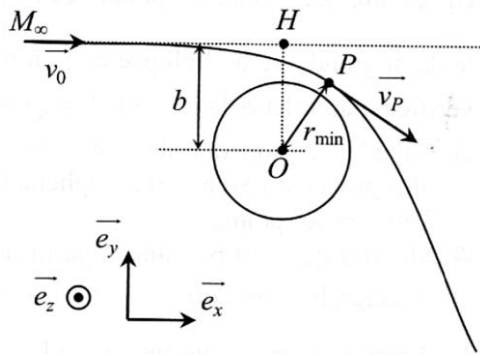
- 1) Exprimer le demi-grand axe de l'ellipse de transfert en fonction du rayon de la Terre et des altitudes h_1 et h_2 .
- 2) Quelle est la durée du parcours sur l'ellipse de transfert ?
- 3) Déterminer v_1 et v_2 , respectivement vitesses au périhélie et à l'apogée de l'orbite de transfert
- 4) Déterminer l'énergie qu'il faut fournir au satellite à chaque changement d'orbite.



Exercice 6. Alerte à l'astéroïde ! trajectoire hyperbolique IMPORTANT | 2 | 2

De nombreux objets, dits géocroiseurs, passent à proximité de la Terre, et parfois la heurtent ! On considère ici un astéroïde de masse m , initialement très éloigné de la Terre et de tout autre astre, se déplaçant à la vitesse constante

$\vec{v}_0$. Le prolongement de sa trajectoire rectiligne passe à une distance b (appelée paramètre d'impact) du centre O de la Terre ; cependant, lorsqu'il se rapprochera de la Terre, l'attraction gravitationnelle de celle-ci va dévier l'astéroïde, selon une trajectoire hyperbolique. On appelle périégée le point



Meteor Crater (Arizona, USA). Ce cratère d'1,2 km de diamètre est le cratère d'impact le mieux préservé au monde. Il a été causé il y a 50 000 ans par un météoroïde de taille environ 100 mètres. © Google Earth

P de cette trajectoire le plus proche du centre de la Terre.

- 1) Quelles sont les 2 grandeurs dynamiques de l'astéroïde qui se conservent au cours de son mouvement ? Ecrire les 2 équations correspondantes en considérant les 2 positions M_∞ et P.

- 2) En déduire la distance minimale d'approche $r_{min} = OP$.

- 3) A.N. : On considère un astéroïde de vitesse :

$$v_0 = 2 \text{ km.s}^{-1} \text{ et } b = 140\,000 \text{ km ; y a-t-il un risque de collision avec la Terre ?}$$

Exercice 7. Modèle de Bohr de l'atome d'hydrogène - voir TD EM6

■ EXERCICES COMPLEMENTAIRES

Exercice 8. Masse de la Terre 1 ou 2 | 1

La Lune tourne autour de la Terre en 27,3 jours (il ne s'agit pas de la période dite synodique de 29 jours observée depuis la Terre, mais la valeur sidérale qui tient compte de la rotation de la Terre sur elle-même).

Par télémétrie, on peut mesurer la distance Terre-Lune de façon précise : $d_{TL} = 384\,467 \text{ km}$

- 1) En supposant l'orbite de la lune circulaire, déterminer la vitesse de rotation de la Lune autour de la Terre.
- 2) Déterminer la masse de la Terre.

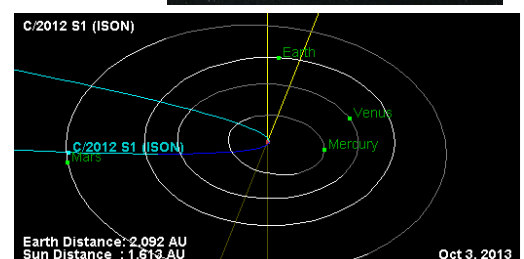
Donnée : constante de gravitation $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s}^{-2}$

Exercice 9. Comète à la trajectoire parabolique 2 | 2

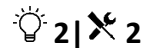
La comète C/2012 S1 (**ISON**), surnommée comète du siècle, est morte en décembre 2013 en rasant le Soleil. La comète passa au plus près du Soleil à une distance de 0,012 UA. Sa trajectoire était quasi parabolique, de sorte qu'elle pourrait être issue du nuage de Oort sans vitesse initiale, frontière de notre système solaire.

Déterminer la vitesse de la comète au périégée.

Données : 1 UA = $150 \cdot 10^6 \text{ km}$, masse du soleil $M_s = 2,0 \cdot 10^{30} \text{ kg}$, constante de gravitation $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s}^{-2}$



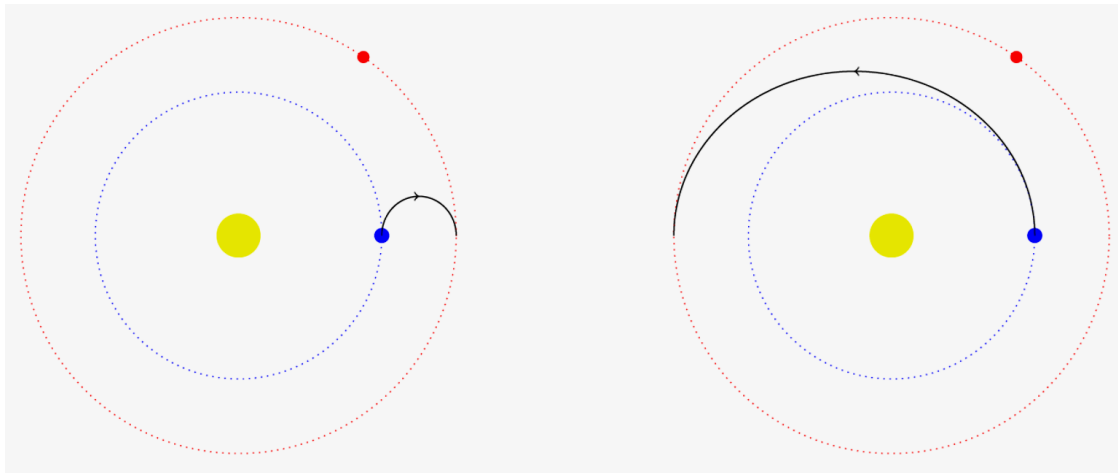
Exercice 10. Voyage vers Mars (Oral Centrale MP 2015)



- 1) Énoncer les trois lois qui caractérisent les trajectoires des planètes autour du Soleil. Par qui et à quelle époque ont-elles été énoncées ? Démontrer la troisième de ces lois en prenant l'exemple d'une trajectoire circulaire.

Vous introduirez au cours de l'exercice toutes les grandeurs qui vous semblent pertinentes et vous proposerez, si besoin, des ordres de grandeur pour les applications numériques.

- 2) On suppose que la Terre et Mars décrivent des orbites circulaires autour du Soleil. La vitesse de la Terre dans le référentiel de Copernic est de $30 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ et le rayon de son orbite est 1,52 fois plus petit que le rayon de l'orbite de Mars. En déduire la valeur de ces deux rayons, la période de révolution et la vitesse de Mars autour du Soleil.
- 3) Le lancement du robot Curiosity de la mission Mars Science Laboratory (MSL) a eu lieu le samedi 26 novembre 2011, suivant une trajectoire semi-elliptique tangente aux orbites de la Terre et de Mars aux deux extrémités de son grand axe. On suppose qu'il n'est soumis qu'à l'attraction gravitationnelle du Soleil. Laquelle de ces deux trajectoires, représentées en noir, a été choisie ?



Prévoir la date d'arrivée du robot sur Mars.

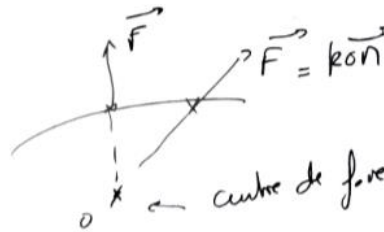
- 4) Déterminer la position de Mars par rapport à la Terre au moment du lancement du robot.

Exercice 1. Caractéristiques d'un mouvement à force centrale

IMPORTANT | 1 ou 2 | ✖2

Exercice 1 :

1) $\vec{F} = k \frac{\vec{OM}}{r^2}$
mouvement à force centrale



$$\frac{d\vec{L}_O(M)}{dt} = \vec{M}_O(\vec{F}) = \vec{OM} \wedge \vec{F} = \vec{OM} \wedge k \frac{\vec{OM}}{r^2} = \vec{0}$$

↑
rMC

2) $\vec{L}_O = d\vec{c} = \vec{OM} \wedge m\vec{v}$ soit $M \in \Pi = (\vec{OM}_0, \vec{v}_0)$

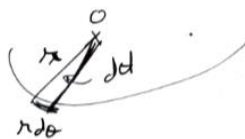
3) $\vec{L}_O = d\vec{c} = m \underbrace{\vec{r} \wedge \vec{v}}_{\vec{c} = \text{constante des aires}} = m\vec{c}$ $\vec{c} = \vec{c}_0 = \vec{r}_0 \wedge \vec{v}_0$

Mouvement plan : $\vec{r}_0 = r_0 \vec{u}_r$ $\vec{v} = \dot{r}_0 \vec{u}_r + r_0 \dot{\theta}_0 \vec{u}_\theta$

$\vec{c} = r^2 \dot{\theta} \vec{u}_\theta = r_0^2 \dot{\theta}_0 \vec{u}_\theta$ Rmq : si $r \uparrow \dot{\theta} \downarrow$

Rmq : $\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \vec{c} = \text{cte}$ vitesse areolaire : en des temps égaux des aires égales sont balayées
(dA : aire balayée par $d\vec{OM}$ pendant dt)

$dA = \frac{1}{2} \|\vec{r} \wedge d\vec{r}\|$
rectangle
triangle



surface dA balayée par le rayon vecteur

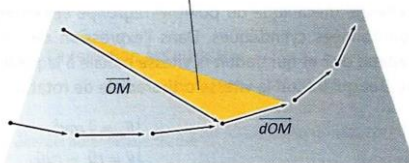


Fig 10. La surface dA balayée par le rayon vecteur pendant la durée dt est égale à la moitié de la surface dS du parallélogramme de cotés OM et dOM

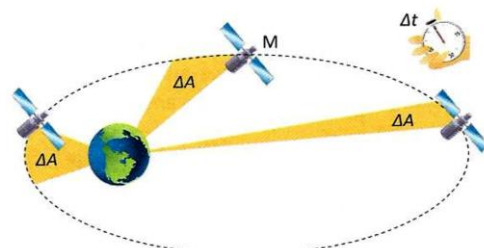


Fig 11. La surface balayée par le rayon vecteur pendant une durée Δt vaut toujours ΔA.

Exercice 2. Caractéristiques d'un mouvement à force central conservative

IMPORTANT | 2 | ✖1 ou 2

Lors d'un mouvement à force centrale conservative, le système est soumis à une unique force centrale conservative, qui par définition dérive d'une énergie potentielle, ici $E_p(r)$.

Théorème de l'énergie mécanique : $\Delta E_m = W_{nc} = 0$ soit $E_m = \text{cte}$: système conservatif

$$\vec{F}(x) \Rightarrow E_p(x) \text{ soit } E_m = E_c + E_p = f(x, \dot{x})$$

$$E_m = \frac{1}{2} m (\dot{x}^2 + x^2 \dot{\theta}^2) + E_p(x)$$

$$= \frac{1}{2} m \dot{x}^2 + \frac{1}{2} m x^2 \dot{\theta}^2 + E_p(x) \quad \text{or } \mathcal{C} = x^2 \dot{\theta} \text{ soit}$$

$$\frac{\mathcal{C}^2}{x^4} = x^2 \dot{\theta}^2$$

$$E_m = \frac{1}{2} m \dot{x}^2 + \frac{1}{2} m \frac{\mathcal{C}^2}{x^2} + E_p(x)$$

permet de se ramener à 1D : $E_{\text{eff}}(x) = \frac{1}{2} \frac{L_0^2(x)}{m x^2} + E_p(x) \left[\frac{1}{2} m \frac{\mathcal{C}^2}{x^2} + E_p(x) \right] = E_{\text{eff}}(x)$

2) Force newtonienne : de la forme $\vec{F}(x) = \frac{-k}{x^2} \vec{u}_x$

avec $k = G m_1 m_2$

gravitation

ou $k = \frac{q_1 q_2}{4\pi\epsilon_0}$

interaction électrostatique

$$\vec{F} = -\vec{\text{grad}} E_p \Leftrightarrow -\frac{dE_p}{dx} = \frac{-k}{x^2}$$

soit $E_p(x) = -\frac{k}{x} + \text{cte}$

en choisissant $E_p(x \rightarrow +\infty) = 0 = \text{cte} \Rightarrow$

$$E_p(x) = -\frac{k}{x}$$

soit $E_{\text{eff}}(x) = \frac{1}{2} m \frac{\mathcal{C}^2}{x^2} + E_p(x)$

$$E_{\text{eff}}(x) = \frac{1}{2} m \frac{\mathcal{C}^2}{x^2} - \frac{k}{x}$$

$\mathcal{C}$ fixé par les conditions initiales.

* Cas d'une attraction : $k > 0$

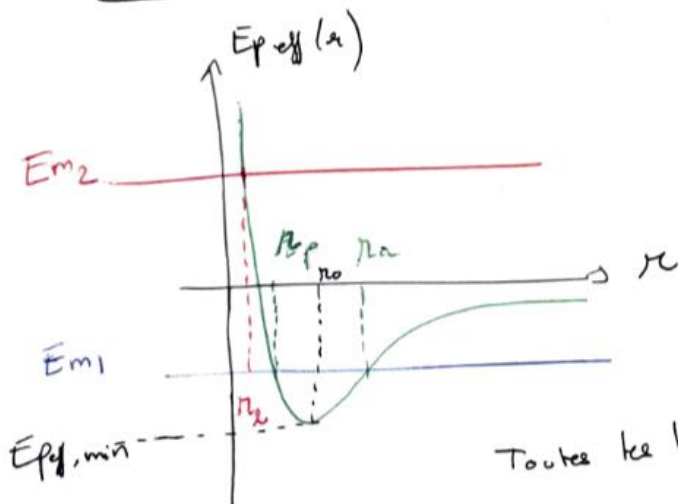
$$E_m - E_{\text{eff}}(x) = \frac{1}{2} m \dot{x}^2 > 0$$

soit $E_m < E_{\text{eff}}$: zone interdite

si $E_{\text{m initiale}} = 0$: cas limite

d'un état de diffusion où $x \rightarrow +\infty$ atteint avec $\dot{x}_0 = 0$

(mouvement parabolique)



Toutes les trajectoires sont des coniques

si $E_m < 0$: mouvement lié, $r \in [r_p; r_a]$ (ellipse)
 Etat $r \rightarrow +\infty$ ne peut être atteint

si $E_m > 0$: état "libre"
 = de diffusion quand $r \rightarrow +\infty$, $\vec{v}_0 \neq 0$. trajectoire elliptique.

si $E_m = E_{p,eff,min}$: $r = r_0 = r_c$: trajectoire circulaire,
 cas limite de l'ellipse.

pour le + proche du centre de force pdt la trajectoire : périhé / périhélie / périastre
 le + loin : apogée - aphélie - apoastre.

Etude qualitative des différentes trajectoires possibles

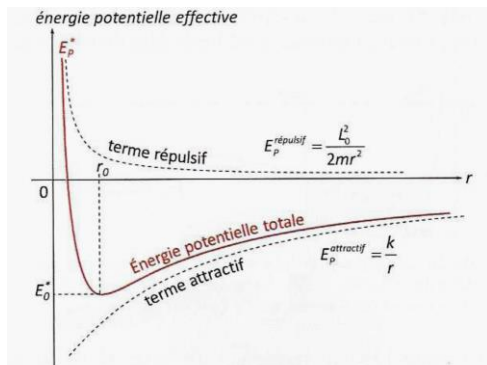


Fig 12. L'énergie potentielle effective est obtenue en additionnant l'énergie potentielle de la force centrale, ici attractive ($k < 0$), à un terme répulsif lié à la rotation du point matériel.

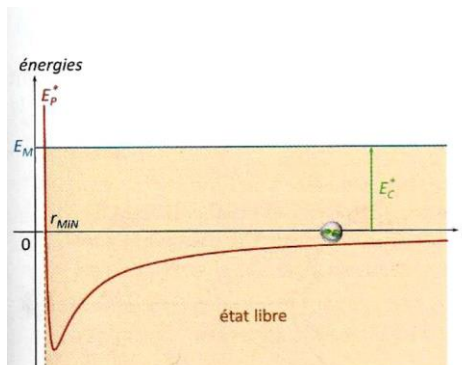


Fig 13. Lorsque son énergie mécanique est positive, une particule soumise à une force centrale newtonienne et attractive est dans un état libre.

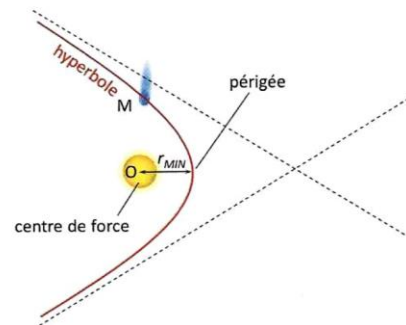


Fig 14. Une particule soumise à une force centrale attractive et newtonienne dont l'énergie mécanique est positive décrit une branche d'hyperbole dont le centre de force occupe le foyer le plus proche.

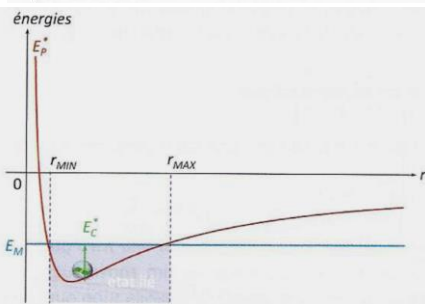


Fig 15. Lorsque son énergie mécanique est négative, une particule soumise à une force centrale newtonienne et attractive est dans un état lié.

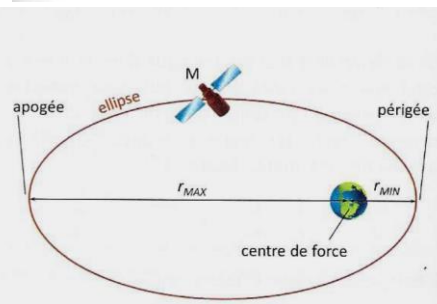
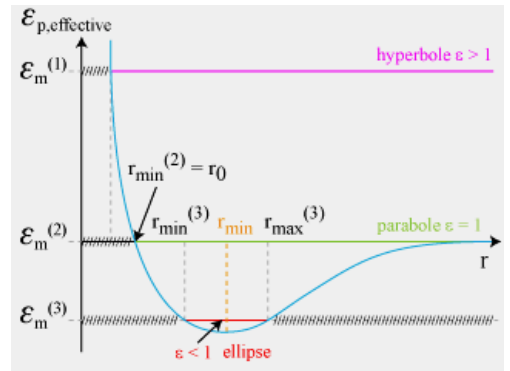


Fig 16. Une particule soumise à une force centrale attractive et newtonienne dont l'énergie mécanique est négative décrit une ellipse dont le centre de force occupe un foyer.



Trajectoire de l'état lié dans un champ de force newtonien attractif : ellipse dont le centre de force est un foyer ; le mouvement est donc périodique. Le cas limite où $E_m = E_{p,eff,min}$, soit $E_c^* = 0$, correspond aux trajectoires circulaires.

Exemples : trajectoire des planètes autour du Soleil et des satellites autour des planètes ; trajectoire de l'électron d'un atome d'hydrogène autour de son noyau dans un traitement classique.

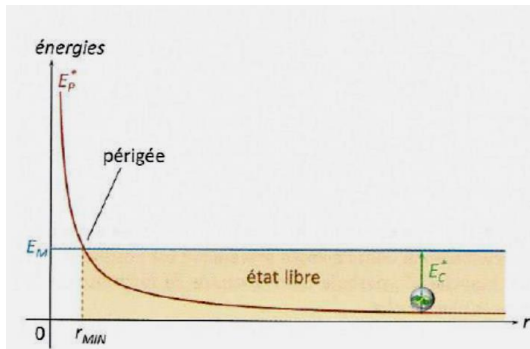


Fig 17. Une particule soumise à une force centrale newtonienne répulsive est toujours dans un état libre.

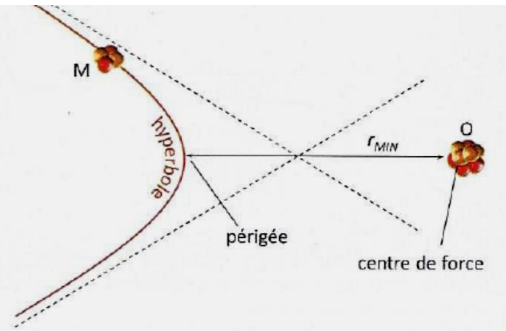


Fig 18. Une particule soumise à une force centrale répulsive et newtonienne décrit une branche d'hyperbole dont le centre de force occupe le foyer le plus éloigné.

Trajectoires des états de diffusion (champ de force newtonien attractif ou répulsif) : branches d'hyperbole (ou des paraboles) dont le centre de force est un foyer. Les deux branches décrites sont différentes selon la nature de la force : le point matériel contourne le centre de force, quand celle-ci est attractive, alors qu'il l'évite, quand elle est répulsive.

Exemples : force répulsive : trajectoire d'un proton ou d'un noyau repoussés par un noyau plus massif, expérience de Rutherford de bombardement d'une feuille d'or très fine par des particules alpha : une proportion notable de ces particules subit une déviation importante par les protons des noyaux des atomes d'or; force attractive : mouvement d'une comète passant à proximité d'une planète.

Exercice 3. Orbite circulaire autour d'un astre, vitesses cosmiques

IMPORTANT | 1 ou 2 | 1

- 1) Principe fondamental de la dynamique au satellite dans le référentiel géocentrique, dans la base polaire de centre T le centre de la Terre $\mathcal{B}(T, \vec{u}_r; \vec{u}_\theta)$:

$$m_F \vec{a} = \vec{F}(M) = -\frac{Gm_T m_F}{r^2} \vec{u}_r$$

Accélération en polaires dans le cas d'un mouvement circulaire : $\vec{a} = -\frac{v_0^2}{r} \vec{u}_r + r\ddot{\theta} \vec{u}_\theta$

Projection sur la direction orthoradiale : $m_F r \ddot{\theta} = 0$ d'où $\ddot{\theta} = 0$ et $\dot{\theta} = cte$ d'où $v = r_0 \dot{\theta} = cte$

Pour un mouvement à force centrale, le **mouvement circulaire** est **nécessairement uniforme**.

- 2) Projection sur la direction radiale : $-m_F \frac{v_0^2}{r} = -\frac{Gm_T m_F}{r^2} \Leftrightarrow \boxed{v_0 = \sqrt{\frac{Gm_T}{r}}}$ vitesse de satellisation

Avec $r = R_T + z = R_T + h$

A.N. : pour $h = 300 \text{ km}$, $v_0 = 7,71 \text{ km.s}^{-1} = 27,7 \cdot 10^3 \text{ km.h}^{-1}$

- 3) Le satellite parcourt la distance $2\pi r$ en une durée T :

$$v_0 = \frac{2\pi r}{T} = \sqrt{\frac{Gm_T}{r}} \Leftrightarrow \frac{4\pi^2}{T^2} = \frac{Gm_T}{r^3} \Leftrightarrow \boxed{\frac{4\pi^2}{Gm_T} = \frac{T^2}{r^3}} \quad \text{Il s'agit de la 3}^{\text{ème}} \text{ loi de Kepler.}$$

Cette relation se généralise aux ellipses :

$$\boxed{\frac{4\pi^2}{Gm_T} = \frac{T^2}{a^3}} \quad \text{Il s'agit de la 3}^{\text{ème}} \text{ loi de Kepler généralisée}$$

Rappel : Lois de Kepler : Mouvement des planètes autour du Soleil ¹

- Première loi :** Les centres des planètes décrivent des ellipses dont l'un des foyers est occupé par le Soleil.

¹ Elles ont été établies puis publiées en 1609 par Kepler à partir d'une série d'observations minutieuses effectuées par l'astronome danois Tycho Brahé (à cette date, seules les 6 premières planètes sont connues : Mercure, Vénus, Terre, Mars, Jupiter et Saturne) ; elles ont ensuite permis d'établir la loi de la gravitation universelle de Newton, ainsi que le calcul de la constante de gravitation G .

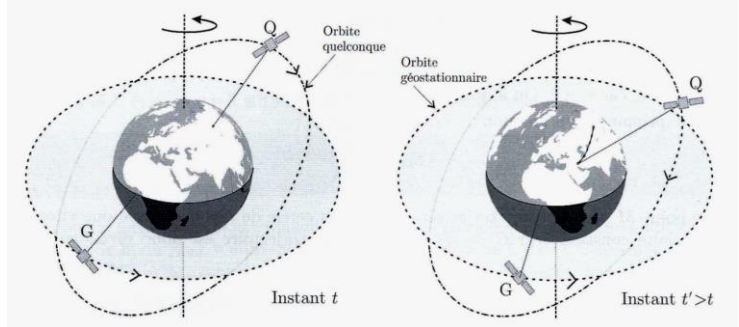
La mise en évidence d'une trajectoire d'excentricité $e \neq 0$ a été faite pour Mars, la position des planètes devant être mesurée à la minute d'arc près pour pouvoir infirmer la trajectoire circulaire.

- **Deuxième loi ²**: Les rayons vecteurs (soleil-planète) balayent en des durées égales des aires égales.
- **Troisième loi ³**: Les rapports $\frac{a^3}{T^2}$ des carrés des périodes de révolution T des planètes sur les cubes des demi grands axes a de l'ellipse des trajectoires sont des constantes indépendantes de la planète.

Remarque : L'interaction gravitationnelle entre le Soleil et une planète est une interaction attractive ; de plus, l'énergie mécanique de la planète dans le référentiel de Copernic est constante et négative. Le système est donc dans un état lié, et la **trajectoire de chaque planète est une ellipse de foyer le centre du Soleil**, parcourue selon la **loi des aires**, le sens de parcours et le plan de l'orbite dépendant des conditions initiales.

Généralisation aux mouvements des satellites : pseudo-lois de Kepler

- 4) Satellite géostationnaire : position constante au-dessus d'un point T de la Terre, donc immobile dans le référentiel terrestre (mais pas dans le référentiel géocentrique !) Comme son orbite contient nécessairement le point T ainsi que le centre O de la Terre, cette orbite se trouve dans le plan de l'équateur et a pour vitesse la vitesse de rotation de la Terre. D'après la 3^{ème} loi de Képler :



$$\frac{4\pi^2}{Gm_T} = \frac{T^2}{r_0^3} \quad \text{d'où}$$

$$r_0 = R_T + h = \frac{Gm_T T^2}{4\pi^2} \quad \text{et} \quad h = \frac{Gm_T T^2}{4\pi^2} - R_T$$

A.N. : $h = 36\,000\text{ km}$ en prenant $T = 24\text{ h} = 86\,400\text{ s}$. (orbite très haute)

$$v_0 = \sqrt{\frac{Gm_T}{R_T}}$$

A.N. : $v_0 = 3\text{ km.s}^{-1}$;

Remarque : lorsqu'on ne dispose pas de la masse de la Terre ni de la valeur de la constante de gravitation universelle ; on peut pour cela faire l'approximation que le poids correspond à la force de gravitation à la surface de la Terre, soit en norme :

$$P = m_F g_0 \approx F_{\text{gravitation}}(R_T) = \frac{Gm_T m_F}{R_T^2}, \text{ soit } g_0 \approx \frac{Gm_T}{R_T^2} \quad \text{ou encore } g_0 R_T^2 \approx Gm_T$$

5) Première vitesse cosmique v_1 : = vitesse en orbite circulaire basse avec (autour de la Terre)

H) $\begin{cases} R = R_T \\ h \approx 0 \end{cases}$: $v_1 = \sqrt{\frac{Gm_T}{R_T}}$ A.N. : $v_1 = 7,9\text{ km.s}^{-1}$

Rmq : $T = \frac{2\pi R_T}{v_1} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_T)^3}{Gm_T}} = 1\text{ h } 24\text{ min}$

pour une vitesse inférieure, pas de mise en orbite possible, le satellite retombe sur Terre ($v_1 = v_{\text{minimale}}$ à donner pour quitter l'attraction gravitationnelle).

² La deuxième loi de Kepler est un cas particulier de la loi des aires, démontrée pour toute force centrale.

³ La troisième loi de Kepler est fondamentale, car elle a permis d'avoir accès aux distances entre planètes et soleil à partir de la mesure des périodes.

c) Seconde vitesse cosmique $\tilde{v}_2$ ou vitesse de libération = énergie minimale à fournir à un satellite au sol pour quitter l'attraction gravitationnelle. 5/

a) Or la limite entre état lié et état de diffusion correspond à une énergie mécanique $E_m = 0$, soit, depuis la Terre:

$$E_m = 0 = \frac{1}{2} m \tilde{v}_2^2 - \frac{G M_T m}{R_T} \Rightarrow \boxed{\tilde{v}_{2,T} = \sqrt{\frac{2 G M_T}{R_T}}}$$

Rmq : $\tilde{v}_2 = \sqrt{2} \tilde{v}_1$

AN : $\tilde{v}_2 = 11,2 \text{ km.s}^{-1}$

si $\tilde{v}_0 > \tilde{v}_2$, $E_m > 0$, soit état de diffusion, avec pour $r \rightarrow +\infty$

$E_p(r \rightarrow +\infty) \rightarrow 0$, soit $E_m = \frac{1}{2} m \tilde{v}_\infty^2 > 0$: $\tilde{v}_\infty > 0$

alors que pour $E_m = 0$ $\tilde{v}_\infty = 0$.

b) Planète autour du Soleil: idem, $\boxed{\tilde{v}_{2,S} = \sqrt{\frac{2 G M_S}{R_S}}}$

AN: $\tilde{v}_{2,S} = 42 \text{ km.s}^{-1} > \tilde{v}_{T,S} = 30 \text{ km.s}^{-1}$: si $\tilde{v} < \tilde{v}_2$, $E_m < 0$:

état lié, le satellite / la planète restent en orbite et ne peuvent échapper à l'attraction gravitationnelle de l'astre central.

Rmq: pour déterminer M_S non fournie:

3^e loi de Kepler : $\frac{T_{TS}^2}{a_{TS}^3} = \frac{4\pi^2}{G M_S}$ soit $G M_S = \frac{4\pi^2 a_{TS}^3}{T_{TS}^2}$

or $T_{TS} = 1 \text{ an} = 365,25 \text{ jours} = 365,25 \times 86400 \text{ s}$

De plus $a_{TS} \approx d_{TS} = 1 \text{ ua} = 150 \times 10^3 \text{ m}$

c) $\tilde{v}_{lib} = \tilde{v}_2 > c$ avec $\tilde{v}_{lib} = \sqrt{\frac{2 G M_T}{R_{sch}}} > c \Leftrightarrow \boxed{R_{sch} < \frac{2 G M_T}{c^2}}$

AN: Terre: $R_{sch,T} = 9 \text{ mm}$

(pour le Soleil: $R_{sch,S} = 3 \text{ km}$
 $R_S = 700\,000 \text{ km}$)

EXERCICES INCONTOURNABLES

Exercice 4. Energie de satellisation, chute d'un satellite en orbite circulaire autour d'un astre 💡 2 | ✖ 1

1) L'énergie mécanique est la somme de l'énergie cinétique et de l'énergie potentielle :

$$E_{m0} = E_{c0} + E_{p0} = \frac{1}{2} m_F v_0^2 - \frac{G M_T m_F}{r} = \frac{1}{2} \frac{G M_T m_F}{r} - \frac{G M_T m_F}{r} = \boxed{E_{m0} = -\frac{G M_T m_F}{2r}}$$

Kmq: si $E_m \searrow$ (frottements) $E_c = -E_m \nearrow$ soit $v \nearrow$!! (dans l'H) d'un mouvement restant circulaire...) certes $E_c \nearrow$, mais $r_0 \searrow$ (cf $E_m \searrow$) donc $E_p \searrow$, et $E_p \searrow$ plus que $E_c \nearrow$!

2) On a $E_m = E(t) = E_0 (1+at) = -\frac{GmM}{2r(t)}$ soit

$$r(t) = \frac{-GmM}{2E_0(1+at)} \quad \text{avec} \quad r_0 = \frac{-GmM}{2E_0}$$

$$\boxed{r(t) = \frac{r_0}{1+at}} \quad \text{et} \quad E_c = \frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2} \frac{GmM}{r(t)} = \frac{1}{2} \frac{GmM}{r_0} \frac{r_0}{r(t)}$$

$$v(t) = v_0 \sqrt{\frac{r_0}{r(t)}} = \boxed{v_0 \sqrt{1+at} = v(t)} = \frac{1}{2} m v_0^2 \frac{r_0}{r(t)}$$

On retrouve bien l'analyse précédente: $r(t) \searrow$ quand $E \searrow$, et $v \nearrow$.

3) Energie à fournir: $\Delta E_m = E_{mF} - E_{mI}$

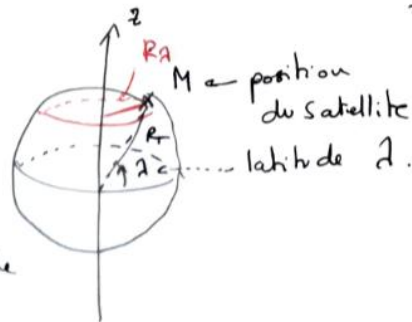
avec E_{mF} = énergie du satellite à l'altitude z , soit (orbite circulaire)

$$E_{mF} = -\frac{GmM}{2(R_T + h)}$$

E_{mI} = énergie initiale sur Terre.

Dans le référentiel géocentrique, la Terre étant en rotation sur elle-même, la vitesse initiale est non nulle.

Au repos ^{sur Terre}, dans le référentiel géocentrique, le satellite parcourt un cercle de rayon $R_a = R_T \cos \lambda$ où λ est la latitude de la position initiale du satellite.



$$v_{\text{rotation}}(\lambda) = \frac{2\pi R_a}{T} \quad \text{où } T \text{ est la période de rotation de la Terre sur elle-même : } T \approx 24h$$

$$E_{ci} = \frac{1}{2} m v_{\text{rotation}}^2 = \frac{1}{2} m \frac{4\pi^2 R_T^2 \cos^2 \lambda}{T^2}$$

$$E_{pi} = -\frac{GmM_T}{R_T} \quad \text{soit} \quad E_{mi} = \frac{2m\pi^2 R_T^2 \cos^2 \lambda}{T^2} - \frac{GmM_T}{R_T}$$

Energie à fournir: $\Delta E_m = E_{mF} - E_{m_i}$

$$\Delta E_m = G m M_T \left(\frac{1}{R_T} - \frac{1}{2(R_T+h)} \right) - \frac{2m\pi^2 R_T^2 \cos^2 \lambda}{T} = \frac{1}{2} m v_{poussé}^2$$

énergie sous forme cinétique.

Remarque et A.N.: plus $\lambda \rightarrow 0$, plus $\cos \lambda \rightarrow 1$, plus ΔE_m :
de l'intérêt des bases de lancement proches de l'équateur.

v_{rotat} : pour $\lambda = 0$ (équateur), $v_i = 460 \text{ m.s}^{-1} = 1600 \text{ km.h}^{-1}$
 $\lambda = 45^\circ$ (Paris) $v_i \approx 325 \text{ m.s}^{-1} = 1170 \text{ km.h}^{-1}$

d'où $\frac{\Delta E_m(\lambda=0)}{m} = 40 \text{ MJ/kg}$ et $v_{0, poussé} = 8,95 \text{ km.s}^{-1} = 32\,220 \text{ km/h}$

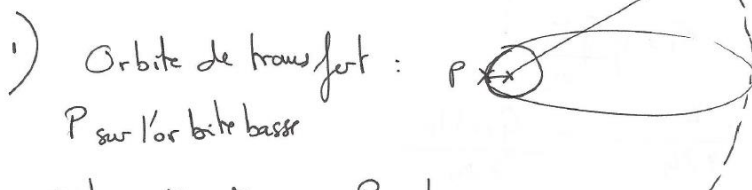
Autres ordres de grandeur: $v_{\text{Terre autour Soleil}} \approx 30 \text{ km.s}^{-1}$
 $\approx 108\,000 \text{ km.h}^{-1}$

$v_{\text{Soleil dans voie lactée}} \approx 250 \text{ km.s}^{-1}$

$v_{\text{voie lactée vers Andromède}} \approx 30 \text{ km.s}^{-1}$

Exercice 5. Transfert d'orbites **

Transfert d'orbite



P sur l'orbite basse

Soit $r_P = r_{\min} = R_T + h_1$,

A sur orbite géostationnaire: $r_A = r_{\max} = R_T + h_2$

$$r_{\min} + r_{\max} = 2a = 2R_T + h_1 + h_2$$

2) Soit τ la durée du transfert: $\tau = \frac{T}{2}$ avec T période de l'orbite elliptique. D'après la 3^{ème} loi de Képler: $\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{G M_T}$

$$\text{Et } a = \frac{r_{\min} + r_{\max}}{2} = \frac{2R_T + h_1 + h_2}{2}$$

$$\text{Soit } T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{G M_T}} = 2\pi \left(\frac{(2R_T + h_1 + h_2)^3}{2^3 G M_T} \right)^{1/2} = 2\tau$$

$$\text{A.N.: } \tau = 18\,890 \text{ s} = 5\text{h}15 \text{ min}$$

3) Sur l'ellipse: $E_m = -\frac{G m M_T}{2a} = E_p(r) + \frac{1}{2} m v^2(r)$

$$\text{Soit } v^2(r) = -\frac{G M_T}{a} = \frac{2}{m} E_p(r) \text{ avec } E_p(r) = -\frac{G m M_T}{r}$$

$$v^2(r) = -\frac{G M_T}{a} + \frac{2G M_T}{r} = \left[G M_T \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \right] = v^2(r)$$

Apogée : $r = R_T + h_2$

Périgée : $r = R_T + h_1$

$v_A = 1,60 \text{ km.s}^{-1}$

$v_P = 10,26 \text{ km.s}^{-1}$

4) 1^{er} changement d'orbite : orbite circulaire basse $\rightarrow$ orbite elliptique de transfert.

$$E_{i,1} = E_{\text{cercle}} = -\frac{G m M_T}{2(R_T + h_1)}$$

$$\text{et } E_{f,1} = E_{\text{mo}} = \frac{1}{2} m v_P^2 - \frac{G m M_T}{r_P} = -\frac{G m M_T}{2(r_P + r_A)}$$

$$\Delta E_1 = \frac{G m M_T}{2} \left(\frac{1}{R_T + h_1} - \frac{1}{2R_T + h_1 + h_2} \right)$$

A.N. : $\frac{\Delta E_1}{m} = 22,2 \text{ MJ.kg}^{-1}$

2^{ème} changement : ellipse de transfert $\rightarrow$ orbite géostationnaire

$$E_{i,2} = E_{f,1} = E_{\text{mo}} = -\frac{G m M_T}{2(R_T + h_1 + h_2)}$$

$$\text{et } E_{f,2} = -\frac{G m M_T}{2(R_T + h_2)}$$

$$\Delta E_2 = \frac{G m M_T}{2} \left(\frac{1}{2R_T + h_1 + h_2} - \frac{1}{R_T + h_2} \right)$$

A.N. : $\frac{\Delta E_2}{m} = 3,5 \text{ MJ.kg}^{-1}$

Exercice 6. Alerte à l'astéroïde ! trajectoire hyperbolique

1) Système astéroïde, étudié dans le référentiel géocentrique, soumis à la seule force de gravitation de la Terre de masse M , qui est une force centrale conservative. Il y a donc conservation de son énergie mécanique et de son moment cinétique.

Conservation de l'énergie mécanique : $E_m = E_c + E_p = \frac{1}{2} m v^2 - G \frac{mM}{r} = \text{cte.}$

Aux points P et M_∞ : $E_m(P) = E_m(M_\infty) \Leftrightarrow \frac{1}{2} m v_P^2 - G \frac{mM}{r_{\min}} = \frac{1}{2} m v_0^2 \quad (1)$

(en M_∞ , la distance étant très importante, $r \rightarrow +\infty$ et $E_p \rightarrow 0$).

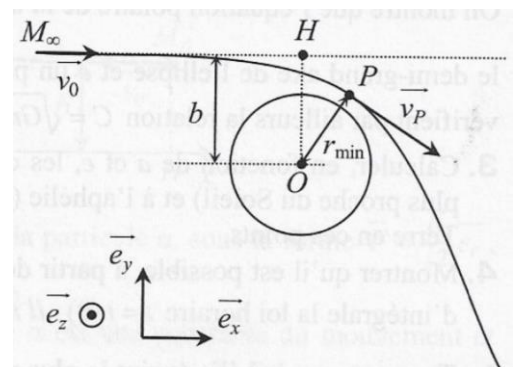
Conservation du moment cinétique en O :

$$\vec{L}_0 = m \vec{OM}_\infty \wedge \vec{v}_0 = m \vec{OP} \wedge \vec{v}_P \Leftrightarrow$$

$$m(\vec{OH} + \vec{HM}_\infty) \wedge \vec{v}_0 = m \vec{OP} \wedge \vec{v}_P \Leftrightarrow$$

$$m \vec{OH} \wedge \vec{v}_0 = m \vec{OP} \wedge \vec{v}_P - b v_0 \vec{e}_z + \vec{0} = -r_{\min} v_P \vec{e}_z$$

(En effet, en P la vitesse est orthoradiale, comme en tout point correspondant à un extremum pour la distance radiale)



Finalement : $b v_0 = r_{\min} v_P \quad (2).$

2) D'après (2) : $v_P = \frac{b v_0}{r_{\min}}$, dans (1) : $\frac{1}{2} m \left(\frac{b v_0}{r_{\min}} \right)^2 - G \frac{mM}{r_{\min}} = \frac{1}{2} m v_0^2$,

ce qui donne une équation du second degré en $r_{\min}$: $v_0^2 r_{\min}^2 + 2 G M r_{\min} - v_0^2 b^2 = 0$.

Avec $\Delta = 4 G^2 M^2 + 4 v_0^4 b^2$, on obtient une unique racine positive :

$$r_{\min} = \frac{-G M + \sqrt{G^2 M^2 + v_0^4 b^2}}{v_0^2}$$

3) A.N. : $r_{min} = 72\,000\text{ km}$. On trouve $r_{min} > R_T = 6400\text{ km}$: pas de collision !

Exercice 7. Modèle de Bohr de l'atome d'hydrogène - voir TD EM6

■ EXERCICES COMPLEMENTAIRES

Exercice 8. Masse de la Terre

1) Dans le référentiel géocentrique suppose galiléen, principe fondamental de la dynamique à la lune de masse M_L soumise uniquement à l'attraction gravitationnelle de la Terre de masse M_T (en coordonnées polaires) :

$$M_L \vec{a} = -G \frac{M_L M_T}{d_{TL}^2} \vec{e}_r$$

En supposant l'orbite circulaire : $\vec{v} = d_{TL} \dot{\theta} \vec{e}_\theta$ et $\vec{a} = -\frac{v^2}{d_{TL}} \vec{e}_r + d_{TL} \ddot{\theta} \vec{e}_\theta$

D'où en projetant sur les vecteurs de la base,
$$\begin{cases} M_L d_{TL} \ddot{\theta} = 0 \\ -M_L \frac{v^2}{d_{TL}} = -G \frac{M_L M_T}{d_{TL}^2} \end{cases},$$

soit $\ddot{\theta} = 0$: mouvement circulaire uniforme, à la vitesse $v^2 = G \frac{M_T}{d_{TL}}$, ou encore
$$v = \sqrt{G \frac{M_T}{d_{TL}}}.$$

2) Soit $T = 27,3$ jours la période de la trajectoire de la lune autour de la Terre ; cette trajectoire étant circulaire uniforme, on a $v = \frac{2\pi d_{TL}}{T}$, soit avec l'expression $v = \sqrt{G \frac{M_T}{d_{TL}}}$, $\frac{T^2}{d_{TL}^3} = \frac{4\pi^2}{GM_T}$ (3^{ème} loi de Képler),

ou encore :
$$M_T = \frac{4\pi^2 d_{TL}^3}{G T^2}. \text{ A.N. : } M_T = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ kg}.$$

Exercice 9. Comète à la trajectoire parabolique

La comète de masse m est soumise à la seule force de gravitation du soleil ; ayant une trajectoire quasi parabolique, elle est caractérisée par une énergie mécanique nulle et constante, soit en notant v sa vitesse et r sa distance au soleil :

$$E_m = E_c + E_p = \frac{1}{2} m v^2 - G \frac{m M_s}{r} = 0.$$

Au périhélie :

$$E_m = \frac{1}{2} m v_p^2 - G \frac{m M_s}{r_p} = 0.$$

Soit :
$$v_p = \sqrt{\frac{2GM_s}{r_p}}. \text{ A.N. : } v_p = 385 \text{ km.s}^{-1}.$$

Exercice 10. Voyage vers Mars (Oral Centrale MP 2015)

1) Lois de Képler (1609 et 1618)

- ✗ **Première loi** : Les centres des planètes décrivent des ellipses dont l'un des foyers est occupé par le Soleil.
- ✗ **Deuxième loi** : Les rayons vecteurs (soleil-planète) balayent en des durées égales des aires égales.
- ✗ **Troisième loi** : Les rapports $\frac{a^3}{T^2}$ des carrés des périodes de révolution T des planètes sur les cubes des demi grands axes a de l'ellipse des trajectoires sont des constantes indépendantes de la planète : $\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM_s}$ Démonstration à l'aide du PFD projeté sur le vecteur radial, pour une orbite circulaire de rayon R :

$$-\frac{mv^2}{R} = -\frac{GM_s m}{R^2} \text{ et } T = \frac{2\pi R}{v}.$$

2) Pour des trajectoires circulaires : $\frac{T_T^2}{R_T^3} = \frac{T_M^2}{R_M^3}$ d'après la 3^{ème} loi de Kepler

avec $R_M = 1,52 R_T$ et $v_T = 30 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1} = \frac{2\pi R_T}{T_T}$ et $T_T = 365,25 \text{ jr.}$

d'où $R_T = \frac{v_T T_T}{2\pi} = 1,5 \cdot 10^8 \text{ km}$ et $R_M = 1,52 R_T \approx 2,3 \cdot 10^8 \text{ km}$

on a $T_M^2 = \left(\frac{R_M}{R_T}\right)^3 T_T^2 \Leftrightarrow T_M = \left(\frac{R_M}{R_T}\right)^{\frac{3}{2}} T_T = \left(1,52\right)^{\frac{3}{2}} T_T = T_M$

(dans la littérature : $T_M \approx 687 \text{ jr.}$)

AN $T_M \approx 687 \text{ jr}$
 $\approx 1,9 \text{ a.}$

Enfin $v_M = \frac{2\pi R_M}{T_M} \approx 24,3 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$

(littérature : $v_M \approx 24,1 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$)

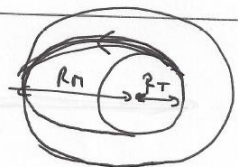
3) Ellipse tangente au cercle, droite

Si la sonde est correctement envoyée

elle parcourt la moitié de l'ellipse de grand axe $2a_s = R_T + R_M$

avec $\frac{T_s^2}{a_s^3} = \frac{T_T^2}{R_T^3} \Rightarrow T_s = T_T \left(\frac{R_T + R_M}{2 R_T}\right)^{\frac{3}{2}}$ AN : $T_s \approx 577 \text{ jr}$

Arrivée $\frac{T_s}{2}$ jours plus tard soit 258,5 jours plus tard : 10 Août 2012



ANNEXE 1 : MISE EN ORBITE D'UN SATELLITE ARTIFICIEL

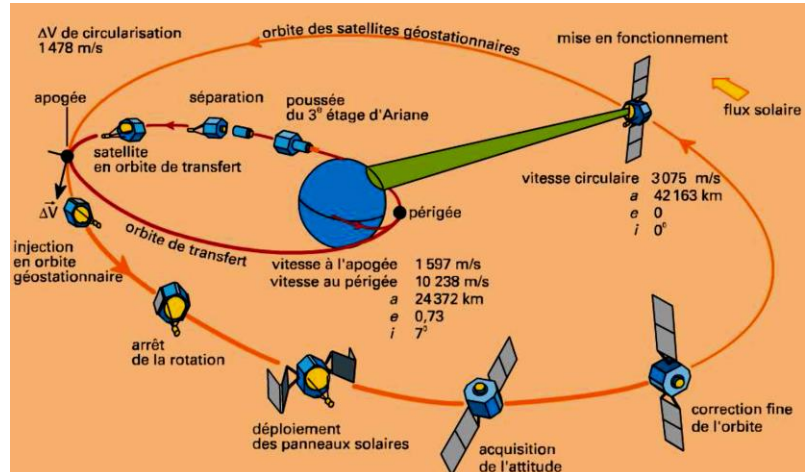
● La mise en orbite d'un satellite s'effectue en 2 ou 4 temps.

Dans la situation la plus simple :

- ✗ Phase balistique : L'engin s'éloigne de la Terre sur une ellipse de foyer T jusqu'au point choisi de la trajectoire (généralement l'apogée).
- ✗ Phase de satellisation : On communique alors à l'engin un accroissement de vitesse qui lui permet de passer sur une trajectoire circulaire autour de la Terre.

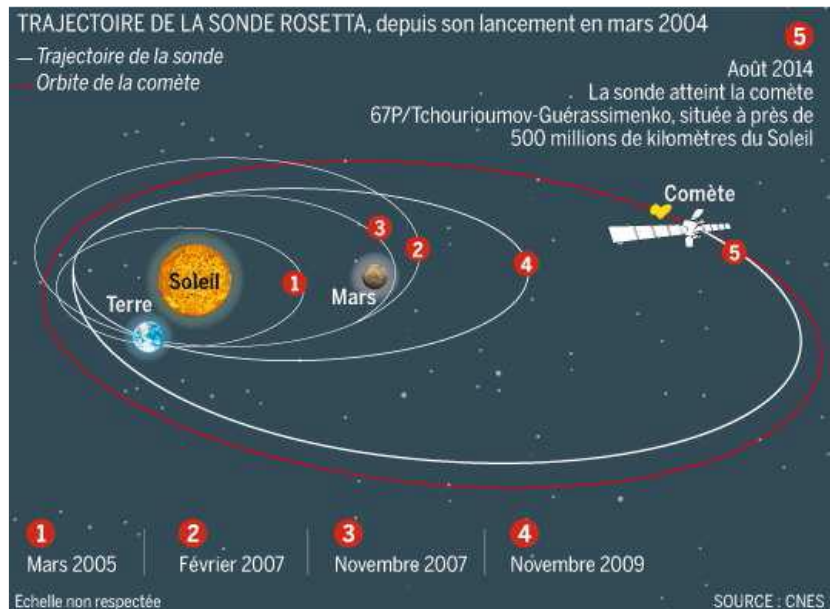
Pour minimiser l'énergie nécessaire au lancement, on procède souvent en quatre étapes, avec ces deux étapes supplémentaires :

- ✗ Phase de Transfert ;
- ✗ Passage sur l'orbite circulaire haute définitive.

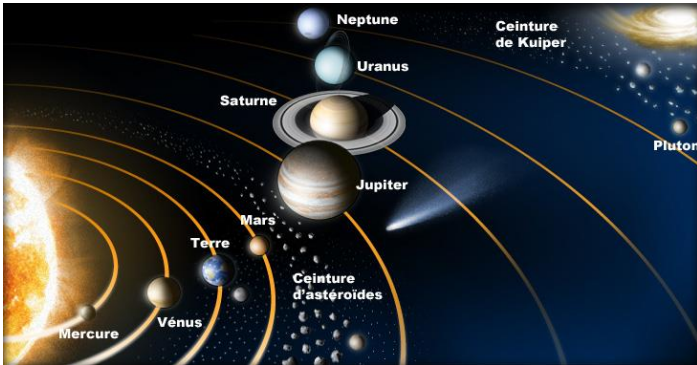


● Différents types d'orbites géocentriques (en notant h l'altitude du satellite par rapport à la surface de la Terre, soit $r = R_T + h$ sa distance au centre de la Terre) :

- ✗ **Orbites basses** : $h < 2\,000$ km ; lancement « peu » coûteux, mais un satellite donné ne voit qu'une petite partie de la surface de la Terre (satellites de télécommunications, d'observations scientifiques (Jason : $h \approx 1336$ km), station spatiale internationale : $h \approx 350$ km).
- ✗ **Orbites moyennes** : $2 \cdot 10^3$ km $< h < 36 \cdot 10^3$ km (notamment orbite des satellites de navigation tels que le GPS, qui doivent pouvoir couvrir une surface importante de la Terre).
- ✗ **Orbites hautes** : $h > 36 \cdot 10^3$ km (essentiellement satellites militaires).



ANNEXE 2 : LE SYSTEME SOLAIRE



Me Voilà Tout Mouillé, J'étais Sous Un Nuage

Caractéristiques du Soleil

Masse $M_S = 1,99.10^{30} \text{ kg}$
 Rayon $R_S = 696000 \text{ km}$



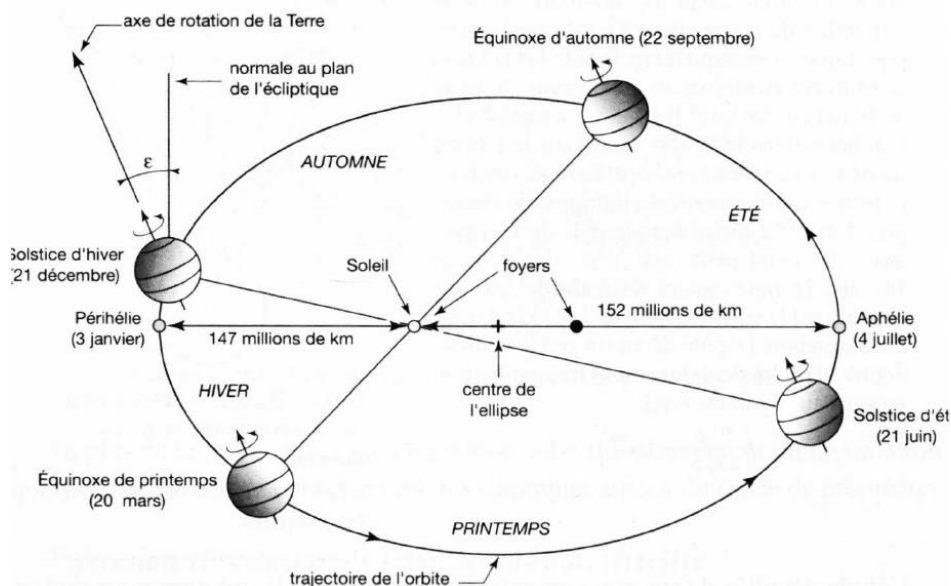
Caractéristiques de la Terre

Masse $M_T = 6.10^{24} \text{ kg}$
 Rayon polaire $R_{Tp} = 6357 \text{ km}$
 Rayon équatorial $R_{Te} = 6378 \text{ km}$
 Rayon moyen $R_T = 6400 \text{ km}$
 Demi grand axe de l'orbite elliptique $a = 149,6.10^9 \text{ m}$
 Excentricité $e = 0,0167$
 Vitesse orbitale moyenne $v_T = 29,8 \text{ km.s}^{-1}$

Le mouvement de la Terre autour du Soleil

Le déroulement des saisons est le résultat de l'inclinaison de $23,5^\circ$ de l'axe de rotation de la Terre sur son orbite et non de la distance Terre-Soleil. Durant l'hiver dans l'hémisphère nord, le soleil est bas sur l'horizon tandis que l'été règne dans l'hémisphère sud où le soleil est haut sur l'horizon.

La même quantité d'énergie chauffe une surface beaucoup plus petite en été qu'en hiver. Le contraste des saisons est d'autant plus grand que l'inclinaison de l'axe est importante.



Aux **équinoxes**, l'axe de rotation de la Terre et la droite Terre-Soleil sont perpendiculaires ;
 aux **solstices**, le plan formé par l'axe et la droite Terre-Soleil est perpendiculaire au plan de l'écliptique.

Caractéristiques des planètes

Planète	Distance au soleil En millions de km	Période En années terrestres	Excentricité	Vitesse moyenne En km.s^{-1}	Inclinaison sur l'écliptique
Mercure	57,9	0,24084	0,2056	47,89	7°00'26"
Vénus	108,2	0,61615	0,0068	35,03	3°23'40"
Terre	149,6	1,0000	0,0167	29,79	0°0'0"
Mars	227,9	1,8809	0,0934	24,13	1°51'09"
Jupiter	778,3	11,862	0,0483	13,06	1°18'28"
Saturne	1427	29,457	0,0560	9,64	2°29'17"
Uranus	2871	84,07	0,0461	6,81	0°48'26"
Neptune	4497	164,81	0,0100	5,43	1°46'27"

Caractéristiques de la Lune

Masse	$M_L = 73,5 \cdot 10^{21} \text{ kg}$
Rayon	$R_L = 1760 \text{ km}$
Distance Terre-Lune	$D_{T-L} = 384400 \text{ km}$
Vitesse orbitale moyenne	$v_L = 4,33 \text{ km.s}^{-1}$
Période de révolution autour de la terre	29 jours 12 h 44 min

ANNEXE 3 : QUELQUES DEFINITIONS D'ASTRONOMIE

- ✗ **Planète** : structure astronomique en orbite autour d'une **étoile**.
- ✗ **Étoiles** : structures astronomiques en rotation formées de gaz chaud et lumineux. Selon leur température de surface (entre 3 000 et 25 000 °) les étoiles que l'on observe à l'œil nu révèlent des couleurs diverses (bleue comme l'étoile Véga, orange tel Arcturus ou encore rouge comme Bételgeuse). La plus proche des étoiles que nous connaissons est le **Soleil**.
- ✗ **Système solaire** : formé de 9 planètes dont la Terre, d'une soixantaine de **lunes**, de **comètes** et d'**astéroïdes**, appelé solaire car toutes les structures citées précédemment, à l'exception des comètes, tournent sur un plan écliptique autour du soleil. Le système solaire appartient à la **galaxie de la Voie lactée** dans laquelle il occupe une position périphérique. Nous sommes éloignés de 27 000 années lumières du centre de la Voie lactée et tournons autour à une vitesse de 250 km/s.
- ✗ **Comètes** : blocs de glace et de poussières en orbite autour du Soleil. En s'approchant du Soleil, ces blocs s'évaporent et libèrent la poussière qu'ils contiennent ; il en résulte une trainée parfois visible à l'œil nu. A l'échelle du système solaire, les comètes sont de petites structures : par exemple le noyau de la comète de Halley mesure 10 x 15 km.
- ✗ **Astéroïdes** : corps solides (parfois appelés planètes mineures) en orbite autour du Soleil. Leur taille varie de quelques mètres à plusieurs centaines de kilomètres. Leur composition varie du bloc rocheux au métal (fer, nickel, or, platine, iridium). Les astéroïdes (des centaines de milliers) font partie de notre système solaire et ne sont pas les satellites d'une planète. Arbitrairement, les objets de moins de 50 m de diamètre sont appelés des météoroïdes.
- ✗ **lune** : tout satellite naturel d'une planète, mais LA **Lune**, avec un L majuscule, désigne le seul satellite naturel de la Terre.
- ✗ **Matière noire** (ou **matière sombre**) : matière apparemment indétectable, invoquée pour rendre compte d'effets inattendus, notamment au sujet des galaxies.
- ✗ **Galaxie** : assemblage d'étoiles, de milieu interstellaire (formé de gaz et de poussières) et de matière noire. Tous ces constituants sont groupés par la force gravitationnelle (remarque : toutes les étoiles ne sont pas situées dans les galaxies). On estime actuellement (2016) qu'il existe 2 000 milliards de galaxies dans l'univers !
- ✗ Voie lactée : galaxie dans laquelle se trouve le système solaire, elle compte quelques centaines de milliards d'étoiles (ou plutôt de systèmes stellaires composés d'une étoile et d'exoplanètes) et a une extension de l'ordre de 100 000 années-lumière. La plupart des galaxies typiques comportent un nombre similaire d'astres, mais il existe aussi des galaxies naines comptant quelques dizaines de millions d'étoiles seulement, et des galaxies géantes comptant plusieurs dizaines de milliards

de milliards d'étoiles. Sur la base de ces chiffres et de la taille de l'Univers observable, on estime que celui-ci compte quelques centaines de milliards de galaxies de masse significative. La population de galaxies naines est cependant très difficile à déterminer, du fait de leur masse et leur luminosité très faibles. L'Univers **dans son ensemble**, dont l'extension réelle est inconnue, est susceptible de compter un nombre immensément plus grand de galaxies.

- ✗ **Quasar** : **galaxie** avec un **noyau** extrêmement **lumineux** (dépassant en luminosité les autres galaxies des centaines de fois) se trouvant à des milliards d'années-lumière de nous (marque caractéristique de l'univers quand il était beaucoup plus jeune).
Source d'énergie : sans doute de la matière tombant sur un **trou noir** supermassif.
- ✗ **Trou noir** : objet massif dont le champ gravitationnel est si intense qu'il empêche toute forme de matière ou de rayonnement de s'en échapper (objets noirs car pas d'émission de lumière). Objet décrit par la théorie de la relativité générale, pas directement observable, mais plusieurs techniques d'observation indirecte possibles (En particulier, la matière qui est happée par un trou noir est chauffée à des températures considérables avant d'être engloutie et émet de ce fait une quantité importante de rayons X).