Exercice 1 : Satellite COBE (COsmic Background Explorer)

Le satellite COBE, lancé en novembre 1989 pour étudier le rayonnement millimétrique émis par le fond du ciel, a été placé à une altitude $h = 900$ km constante. On note $m = 2270$ kg sa masse et $M_\mathrm{T} = 5{,}97 \times 10^{24}$ kg la masse de la Terre.

1. Donner l'expression de la force subie par le satellite en fonction de h et R_T entre autres.
2. Démontrer que le mouvement est plan.
3. Exprimer la vitesse du satellite et sa période de révolution autour de la Terre.
4. Déterminer son énergie mécanique en orbite.
5. Le satellite a été envoyé de la base de Vandenberg en Californie (latitude $\lambda = 34°\mathrm{N}$). Déterminer son énergie mécanique au sol.
6. Déterminer le supplément d'énergie à fournir, en J puis en tep (1 tep = 41,9GJ).

On donne $\mathcal{G} = 6{,}67 \times 10^{-11}$ m$^3 \cdot$ kg$^{-1} \cdot$ s^{-2}, le rayon de la Terre $R_T = 6{,}38 \times 10^3$ km et $M_\mathrm{T} = 5{,}97 \times 10^{24}$ kg.

Exercice 2 : Satellites Meteosat

Les satellites Meteosat sont des satellites géostationnaires permettant l'observation des masses nuageuses à grande échelle en vue des prévisions météorologiques.

1. L'un des satellites Meteosat est à la verticale du méridien de Greenwich. Est-il possible qu'il soit à la verticale de l'Angleterre ?
2. Déterminer l'altitude d'un satellite Meteosat. On rappelle que le rayon de la Terre est $R_T = 6{,}4 \times 10^3$ km et que sa masse est $M_\mathrm{T} = 5{,}97 \times 10^{24}$ kg.
3. Calculer la vitesse de rotation d'un satellite Meteosat.
4. Plusieurs satellites Meteosat sont arrivés en fin de vie au cours des dernières décennies. Ils ont alors été déportés sur une orbite de rebut, située à environ 250 kilomètres au-dessus de l'orbite géostationnaire.
   (a) Pourquoi doit-on déporter les satellites en fin de vie de leur orbite initiale ?
   (b) Dans quelle direction (Est ou Ouest) un satellite géostationnaire dérive-t-il lorsqu'il se trouve sur son orbite de rebut ?

Exercice 3 : Masse volumique de Jupiter

La période de révolution de Ganymède, satellite naturel de Jupiter situé à une distance égale à 15 fois le rayon de Jupiter est de 7 jours, 3 heures et 40 minutes. La période de révolution de la Lune, située à 60 fois le rayon terrestre, est de 27 jours, 7 heures et 40 minutes. Déterminer la masse volumique de Jupiter sachant que celle de la Terre est de 5,52 kg $\cdot$ L^{-1}. On l'exprimera en fonction des données de l'énoncé avant de procéder à l'application numérique.

Exercice 4 : Vitesse d'un satellite à son apogée

Lors de son lancement, le satellite d'observation Hipparcos est resté sur son orbite de tranfert à cause d'un problème technique. On l'assimile à un point matériel de masse $m = 1{,}1 \times 10^3$ kg. L'orbite de transfert est elliptique et l'altitude du satellite varie entre $d_\mathrm{P} = 200$ km au périgée (point le plus proche de la Terre) et $d_\mathrm{A} = 35{,}9 \times 10^3$ km à l'apogée (point le plus éloigné de la Terre). La vitesse du satellite à l'apogée est $v_\mathrm{A} = 350$ m$\cdot$s^{-1} dans le référentiel géocentrique et le rayon de la Terre est $6{,}4 \times 10^3$ km. On donne $\mathcal{G} = 6{,}67 \times 10^{-11}$ S.I. et $M_\mathrm{T} = 5{,}97 \times 10^{24}$ kg.

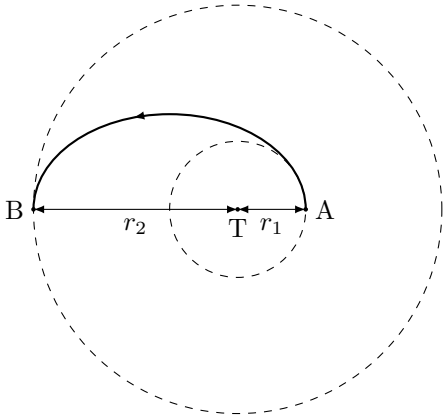
1. Faire un schéma de la trajectoire en faisant apparaître le centre de la Terre, l'apogée A et le périgée P.
2. Déterminer le demi-grand axe de la trajectoire.
3. En déduire l'énergie mécanique et la période du satellite.
4. On note v_A la vitesse à l'apogée et v_P la vitesse au périgée. Exprimer le moment cinétique du satellite au point O au périgée et à l'apogée.
5. En déduire la vitesse du satellite à son périgée.

Exercice 5 : Interaction noyau-proton - distance minimale d'approche

On étudie l'interaction entre un proton P de masse m et un noyau de masse M et de charge Ze. Le noyau est supposé fixe en O. Le proton se déplace sur un axe (Ox) et est repéré par sa position x. Dans l'état initial, le proton est infiniment éloigné du noyau et a une vitesse $\overrightarrow{v_0} = -v_0\overrightarrow{u_x}$. Déterminer la distance minimale d'approche du proton.

Exercice 6 : Transfert d'orbite

On veut transférer un satellite S de masse m sur une orbite circulaire basse de rayon $r_1 = 6\,400 + 500$ km (autour de la Terre de masse M_T) à une orbite circulaire haute de rayon $r_2 = 6\,400 + 36\,000$ km. Pour cela, on utilise une orbite de transfert (de A à B) dite ellipse de Hohmann dont la Terre est un foyer.

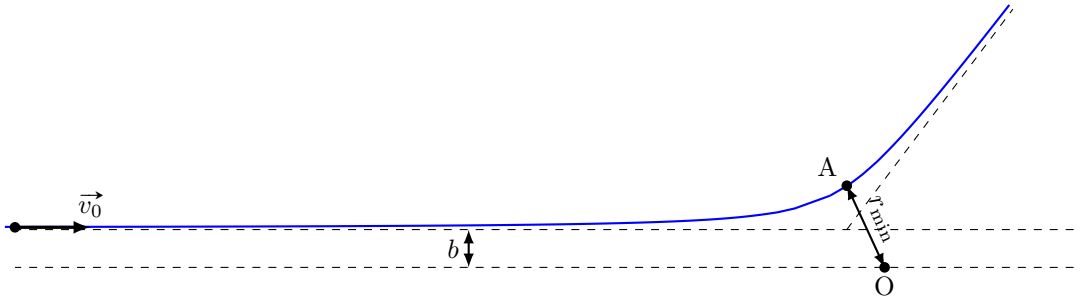


1. Exprimer et calculer la vitesse v_1 du satellite sur l'orbite basse.
2. Exprimer l'énergie mécanique du satellite E_1 sur sa trajectoire basse.
3. Exprimer l'énergie mécanique du satellite E_3 sur l'ellipse de transfert.
4. Que faut-il apporter au sattelite au point A pour qu'il passe sur l'ellipse de Hohmann ? Exprimer et calculer l'écart de vitesse Δv_A nécessaire.
5. Quelle action faut-il avoir sur le satellite en B pour qu'il passe sur l'orbite circulaire haute ? Exprimer et calculer l'écart de vitesse Δv_B nécessaire.
6. Exprimer et calculer la durée du transfert entre A et B.

Données : $\mathcal{G} = 6{,}67 \times 10^{-11}$ N $\cdot$ m^2 $\cdot$ kg^{-2} ; $M_T = 5{,}97 \times 10^{24}$ kg.

Exercice 7 : Diffusion de Rutherford

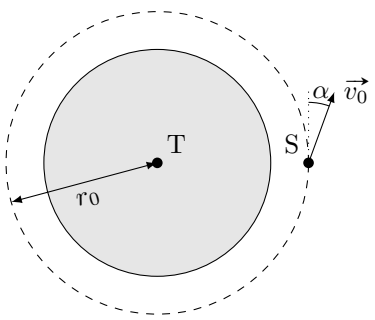
On considère le noyau d'un atome de charge $Q > 0$, situé en un point fixe O, et une particule α de masse m et de charge $q > 0$ s'approchant de ce noyau. Infiniment loin de ce noyau, la particule α possède une vitesse $\overrightarrow{v_0}$. La distance entre la droite portée par $\overrightarrow{v_0}$ et la droite parallèle à celle-ci passant par O est notée b : c'est le paramètre d'impact. En raison de l'interaction électrostatique répulsive entre les deux charges, la particule α est déviée. On note A la position à laquelle la distance entre les deux charges est minimale, appelée distance minimale d'approche (notée r_min sur le schéma). La vitesse de la particule en ce point est $\overrightarrow{v_\mathrm{A}}$.



1. Justifier que le moment cinétique et l'énergie mécanique de la particule α se conservent au cours du mouvement. Donner l'expression de l'énergie mécanique en fonction de la vitesse de la particule alpha et de sa distance avec le noyau (cas général).
2. Quelle est la nature de la trajectoire de la particule α ?
3. Déterminer le moment cinétique et l'énergie mécanique de la particule α en estimant ces deux grandeurs lorsque la particule α est infiniment éloignée du noyau.
4. On pose $K = Qq/(4\pi\varepsilon_0)$. En utilisant les lois de conservation du mouvement, déterminer la distance minimale d'approche r_min en fonction de b et $r_c = K/mv_0^2$. Interpréter physiquement les cas $b = 0$ et $\to +\infty$.

Exercice 8 : Incident sur un satellite

Un satellite de masse m se trouve sur une orbite circulaire de rayon r_0 autour de la Terre de masse M_T lorsqu'un incident se produit, modifiant la direction de la vitesse sans changer sa norme v_0. On note $\mathcal{G}$ la constante de gravitation, α l'angle entre la direction initiale de la vitesse et la direction après incident.



1. Déterminer la vitesse v_0 en fonction de $\mathcal{G}$, M_T et r_0.
2. Déterminer l'énergie mécanique après incident, en déduire que la trajectoire est une ellipse et obtenir l'expression du demi-grand axe de la trajectoire.
3. Déterminer l'expression de la constante des aires C en fonction de $\mathcal{G}$, M_T, α et r_0.
4. En déduire l'expression du périgée et de l'apogée de la trajectoire.
5. Le satellite étant initialement à 1 035 km d'altitude, pour quelle valeur de α s'écrase-t-il sur Terre ? On donne le rayon terrestre $R_\mathrm{T} = 6\,400$ km.