Chapitre 10 – Mouvements des satellites et planètes

Manuel pages 203 à 222

Choix pédagogiques

Ce troisième chapitre du thème « Comprendre » traite principalement des mouvements de satellites et des planètes.
L'étude cinématique des mouvements circulaires n'ayant pas été encore menée, la première partie du cours lui est consacrée. Les mouvements circulaires, uniformes ou non, y sont décrits et les caractéristiques du vecteur accélération sont données dans chacun des cas.
Il s'agit d'apporter les éléments nécessaires à l'étude dynamique des mouvements de satellites et planètes menée dans la deuxième partie. Celle-ci propose une démonstration, dans l'approximation des trajectoires circulaires, du caractère uniforme du mouvement d'un satellite et établit l'expression de la vitesse et de la période de celui-ci. Le choix d'utiliser le repère de Frenet a été pris dans le but de respecter les méthodes proposées dans les chapitres précédents, notamment la projection dans un repère de la relation vectorielle qui découle de l'application de la deuxième loi de Newton, afin de résoudre le problème posé.
L'énoncé des lois empiriques de Kepler fait l'objet de la troisième partie. La loi des périodes y est expliquée à partir des relations de la partie précédente et exploitée dans l'approximation des trajectoires circulaires.
Le programme de T^{erm} S n'indique pas de compétences expérimentales exigibles en relation directe avec ce chapitre. Les activités expérimentales proposées permettent néanmoins de saisir ce que représente un vecteur accélération et de mobiliser les autres compétences exigibles formulées dans le programme et relatives à ce chapitre. Elles peuvent constituer un point d'entrée de chacune des parties du cours ou être mise en œuvre a posteriori.

Des animations, des simulations, des vidéos documentaires et d'expériences sont disponibles dans le manuel numérique enrichi et sur les sites compagnon afin d'illustrer ce chapitre et aider à sa compréhension.

Page d'ouverture

La photographie présente les points principaux traités dans ce chapitre : mouvements circulaires et mouvements de satellites et planètes. Suite à la lecture de la légende, le professeur peut poser la problématique suivante : « comment expliquer que la période de révolution d'un élément d'anneau diffère selon son altitude ? » et proposer d'apporter les éléments de réponses au fil de la progression dans le chapitre.

Activités

Activité expérimentale 1. Mouvement circulaire uniforme et accélération

Commentaires

Lors de cette activité, l'élève construit graphiquement le vecteur accélération d'un point en mouvement circulaire uniforme. Il est ainsi amené à :

- comprendre qu'une accélération peut-être non nulle même si un mouvement est uniforme ;
- vérifier les caractéristiques du vecteur accélération dans le cas particulier, mais important pour la suite, de l'étude d'un mouvement circulaire uniforme. Ces caractéristiques (point d'application, direction, sens et valeur) étant énoncées dans le cours sans démonstration, la vérification par construction graphique facilite la compréhension, et donc la connaissance, de celles-ci.

Réponses

1. Exploiter

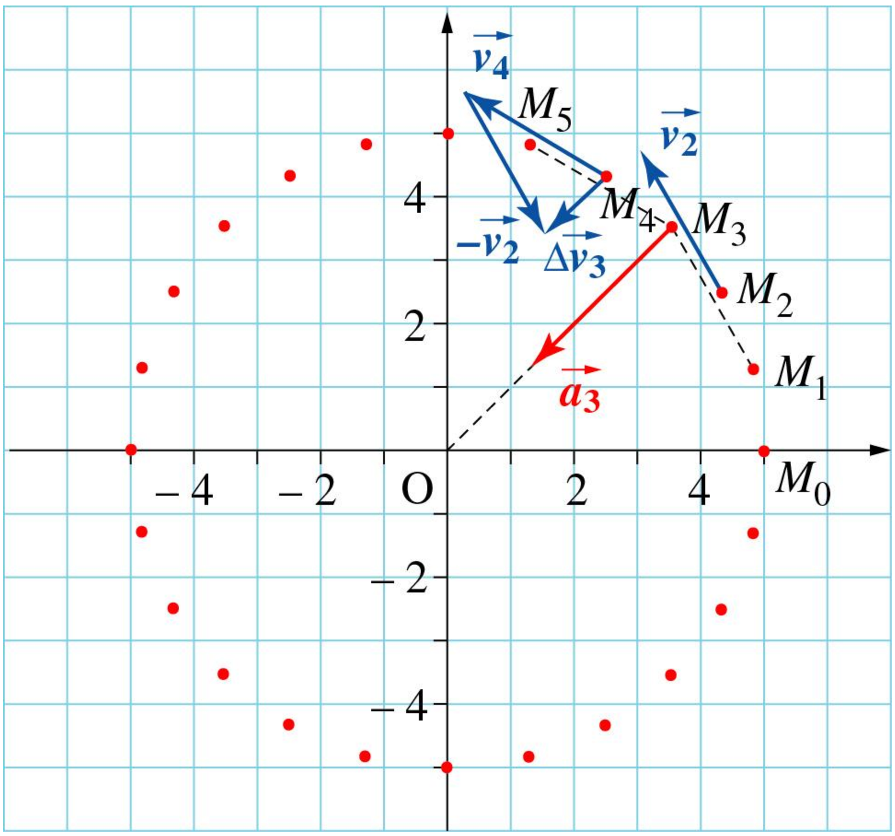
a. Les points M_0 à M_5 sont placés sur l'enregistrement.

b. M_1M_3 mesure 2,6 cm sur le document original ⇨ M_1M_3 = 2,6 m en réalité. Ainsi :

$$v_2 = \frac{M_1M_3}{2\tau} = \frac{2,6}{2\times100\times10^{-3}} = 13 \text{ m·s}^{-1}$$

De même :

$$v_4 = \frac{M_3M_5}{2\tau} = \frac{2,6}{2\times100\times10^{-3}} = 13 \text{ m·s}^{-1}$$



Le tracé des vecteurs est réalisé sur l'enregistrement :

- $\vec{v_2}$ est appliqué en M_2. Il a même direction et même sens que $\overrightarrow{M_1M_3}$; il est donc dirigé parallèlement à (M_1M_3) et il est orienté de M_1 vers M_3.

  À l'échelle 1 cm pour 5 m·s^{-1}, sa taille est de $\frac{13}{5}$ = 2,6 cm.
- $\vec{v_4}$ est appliqué en M_4. Il a même direction et même sens que $\overrightarrow{M_3M_5}$; il est donc dirigé parallèlement à (M_3M_5) et il est orienté de M_3 vers M_5.

  À l'échelle 1 cm pour 5 m·s^{-1}, sa taille est de $\frac{13}{5}$ = 2,6 cm.

c. Le vecteur $\Delta\vec{v_3} = \vec{v_4} - \vec{v_2}$ est tracé par différence des vecteurs $\vec{v_4}$ et $\vec{v_2}$ en reportant $-\vec{v_2}$ au sommet de $\vec{v_4}$. La valeur a_3 de l'accélération en M_3 est donc :

$$a_3 = \frac{\|\Delta\vec{v_3}\|}{2\tau} = \frac{\|\vec{v_4} - \vec{v_2}\|}{2\tau}$$

Or $\Delta\vec{v_3} = \vec{v_4} - \vec{v_2}$ mesure 1,3 cm sur le papier avec l'échelle 1 cm pour 5 m·s^{-1} soit :

$$\|\vec{v_4} - \vec{v_2}\| = 1,3 \times 5 = 6,5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$$

Finalement : $$a_3 = \frac{6,5}{2 \times 100 \times 10^{-3}} = 33 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$$

$\vec{a_3}$ est appliqué en M_3. Il a même direction et même sens que $\Delta\vec{v_3} = \vec{v_4} - \vec{v_2}$. On peut choisir l'échelle 1 cm pour 10 m·s^{-2} pour sa représentation : sa taille est alors de 3,3 cm.

2. Interpréter et conclure

a. L'accélération n'est pas nulle car elle traduit la variation du vecteur vitesse par unité de temps. Bien que le mouvement soit uniforme et donc que la valeur de la vitesse ne change pas, le mouvement est circulaire et donc non rectiligne : la direction du vecteur vitesse change et subit une variation non nulle par unité de temps.

b. L'accélération est bien radiale puisque sa direction est celle d'un rayon du cercle modélisant la trajectoire. Elle passe par *O*. Elle est centripète puisque le vecteur est orienté vers le centre O du cercle. Si on applique la relation donnée en **2.b.** :

$$a_3 = \frac{v_3^2}{R} = \frac{13^2}{5,0} = 34 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$$

L'écart relatif de cette valeur par rapport à celle déduite du tracé est de 3,0 %. Il est faible (inférieur à 5 %) : les valeurs sont compatibles.

c. La vitesse maximale de rotation est de 38,6 tours par minute. En notant *L*, la longueur du bras, la nacelle parcours la distance $D = 2\pi L$ à chaque tour. Sa vitesse (linéaire) maximale est donc de :

$$v = \frac{2\pi L}{T} = \frac{38,6 \times 2\pi \times 18}{60} = 73 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$$

L'accélération de la nacelle est donc :

$$a = \frac{v^2}{L} = \frac{73^2}{18} = 3,0 \times 10^2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$$

L'accélération étant de « 30 G », « G » = 10 m·s^{-2} correspond à l'intensité de la pesanteur terrestre notée habituellement « g ».

D'autre part :

$$a = \frac{v^2}{L} = \frac{\left(\dfrac{2\pi L}{T}\right)^2}{L} = \frac{4\pi^2 L}{T^2}$$

Pour une période de rotation donnée (durée T d'un tour fixée), la valeur de l'accélération augmente avec L. Ainsi, on a intérêt à placer la cabine loin du centre pour augmenter la valeur de l'accélération et préparer les membres de l'équipage à des conditions plus extrêmes.

Activité expérimentale 2. Étude d'un mouvement circulaire

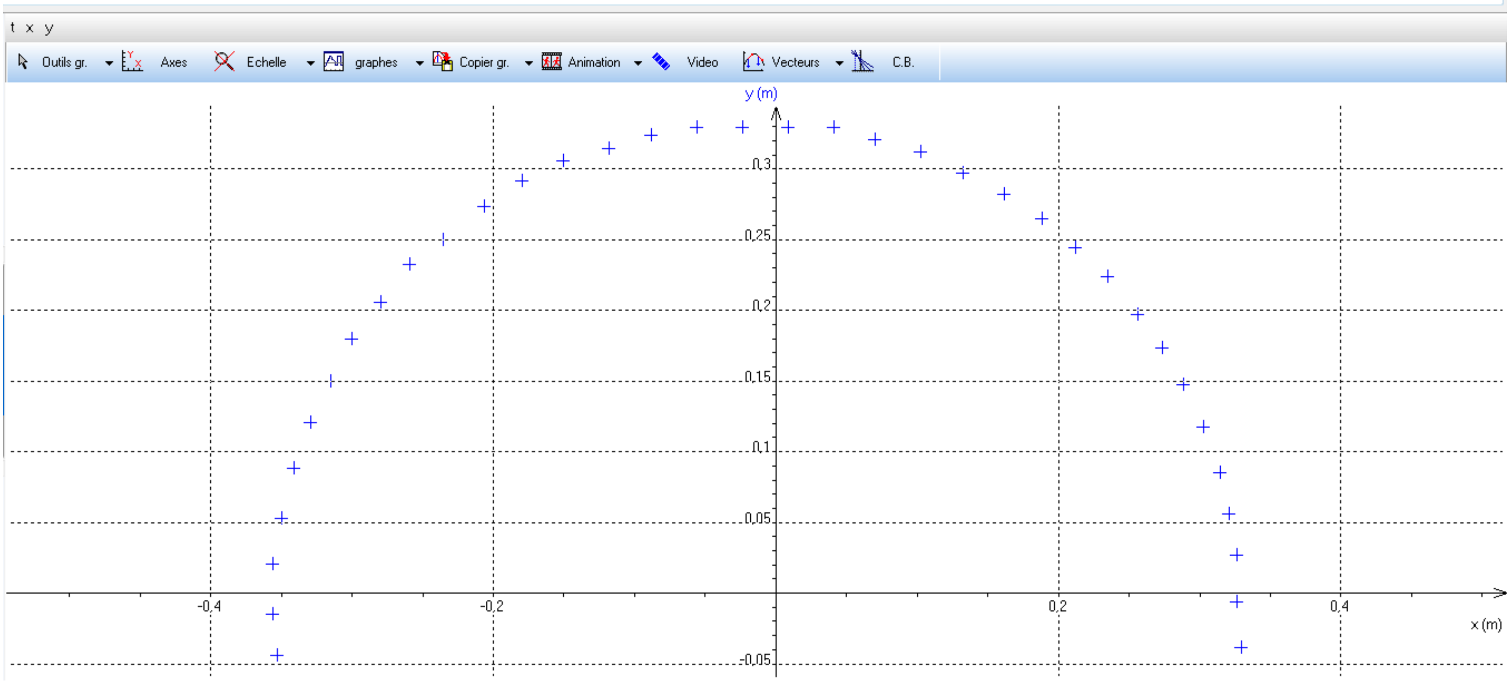
Commentaires

Cette activité propose d'exploiter un enregistrement vidéo pour vérifier l'uniformité du mouvement d'un point filmé et les caractéristiques du vecteur accélération de ce point, déduite des coordonnées données dans la base de Frenet. Sur la vidéo, l'échelle est donnée par le triple décimètre : 30 cm entre les deux marques blanches.

Réponses

1. Observer

a. Le fichier obtenu est issu de la vidéo fournie sur le site Nathan, vidéo réalisée en situation de classe. Le traitement est effectué avec *Regavi* puis *Regressi*.



b. Les points obtenus sont pratiquement équidistants, le mouvement est donc probablement uniforme.

2. Exploiter les résultats

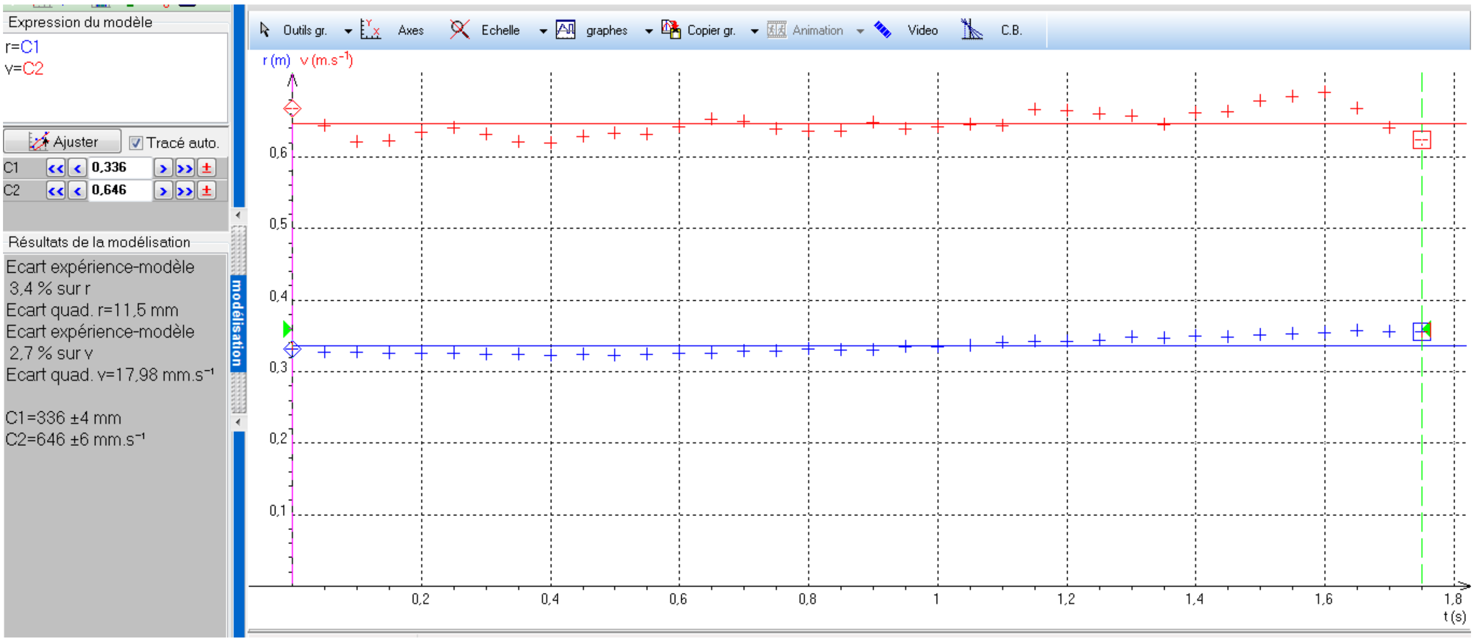
a. La grandeur r est créée à partir des coordonnées x et y :

$$r = \sqrt{x^2 + y^2} \quad \text{(ou } r = \text{sqrt}(x\text{^}2 + y\text{^}2))$$

Ensuite, il faut créer les grandeurs :

$$v_x = \frac{dx}{dt} \text{ et } v_y = \frac{dy}{dt} \text{ puis } v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \quad \text{(ou sqrt(vx^2+vy^2))}$$

Les résultats pour r et v en fonction du temps sont affichés ci-après.



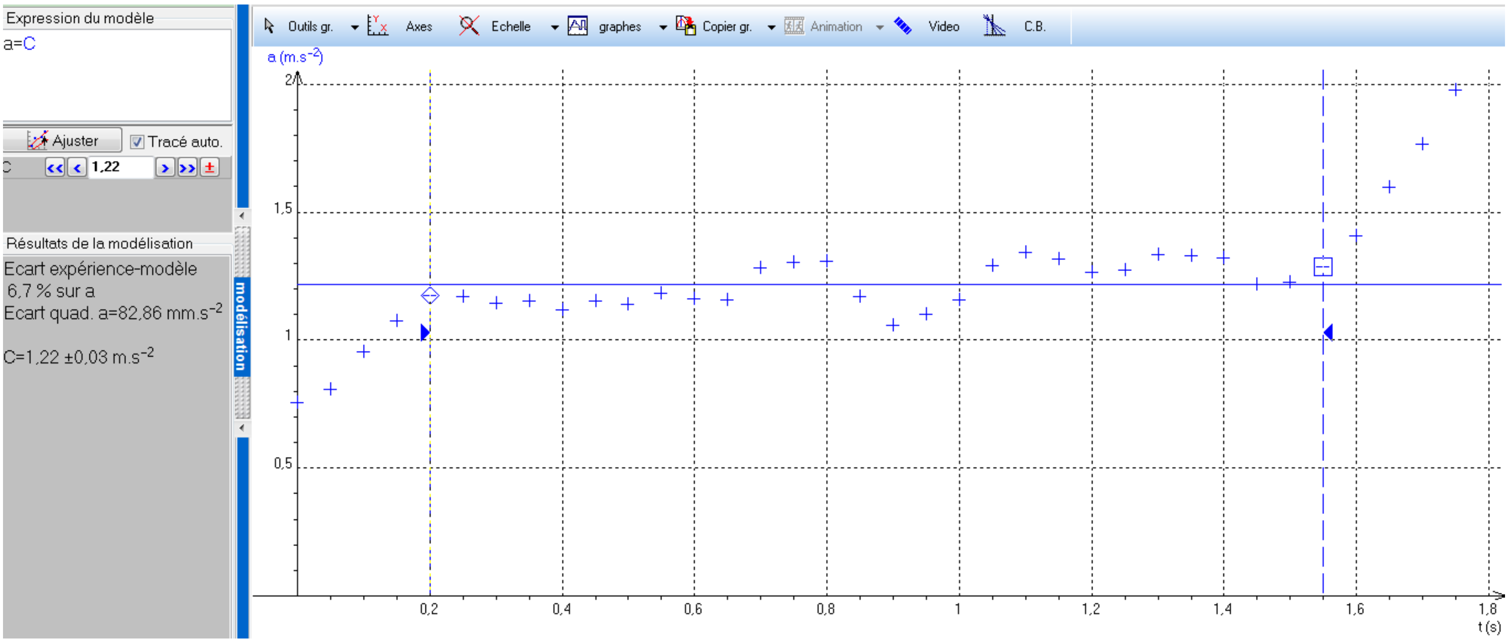
L'écart relatif expérience-modèle ($r = C_1$) est faible (inférieur à 5 %). r est bien constant. Le mouvement est circulaire.

r = 33,6 ± 0,4 cm d'après le logiciel, ce qui correspond à la valeur de 34,0 ± 0,3 cm que l'on peut mesurer à l'aide d'un réglet gradué en cm (incertitude-type $s = \dfrac{1}{\sqrt{12}} = 0{,}288$ cm arrondie à 0,3 cm) : 1,2 % d'écart seulement séparent les deux valeurs et les intervalles de mesures se chevauchent.

b. Concernant la vitesse, l'écart relatif expérience-modèle ($v = C_2$) est faible (inférieur à 5 %). La valeur v de la vitesse peut-être considérée comme constante et le mouvement uniforme.

$$v = 646 \pm 6 \text{ mm·s}^{-1}$$

c. Concernant l'accélération, l'écart relatif expérience-modèle ($a = C$) est plus important. Il nous faut réduire le domaine d'étude pour minimiser les erreurs de calculs de dérivées sur les premières et dernières valeurs initiales.



L'écart est alors de 6,7 %. Compte tenu des erreurs de pointage et de calculs de dérivées enchaînés, on peut considérer que la valeur de l'accélération est constante.

$$a = 1{,}22 \pm 0{,}03\ \text{m}\cdot\text{s}^{-2}$$

3. Interpréter puis conclure

a. Dans le cas d'un mouvement uniforme :

- $v = \text{cte} \Rightarrow a_t = \dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = 0$;
- $a_n = \dfrac{v^2}{r}$ reste constant.

b. Si ces propriétés sont vérifiées :

$$a = \sqrt{a_t^2 + a_n^2} = \sqrt{0 + a_n^2} = a_n$$

En utilisant les valeurs de v et r déterminées à l'aide du logiciel, on peut calculer a_n :

$$a_n = \frac{v^2}{r} = \frac{0{,}646^2}{0{,}336} = 1{,}24\ \text{m}\cdot\text{s}^{-2}$$

On retrouve la valeur de a à 2 % près. Les valeurs de a et a_n peuvent être considérées comme égales, constantes et a_t nulle.

c. « Lorsqu'un point M est animé d'un mouvement circulaire uniforme, le vecteur accélération est porté par le rayon de sa trajectoire, son sens est vers l'intérieur de la trajectoire (centripète), sa valeur est constante et s'exprime par $a = \dfrac{v^2}{r}$. »

Simulation 3. Satellite en orbite circulaire

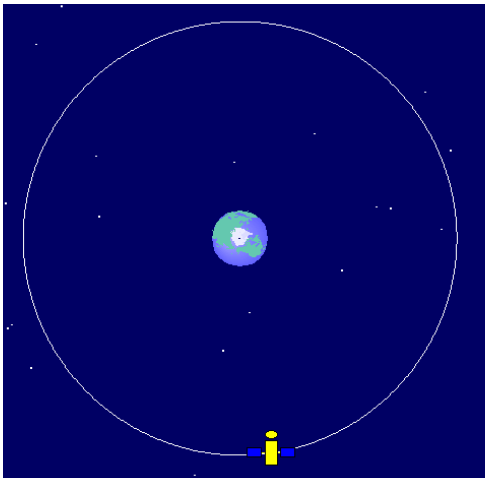
Commentaires

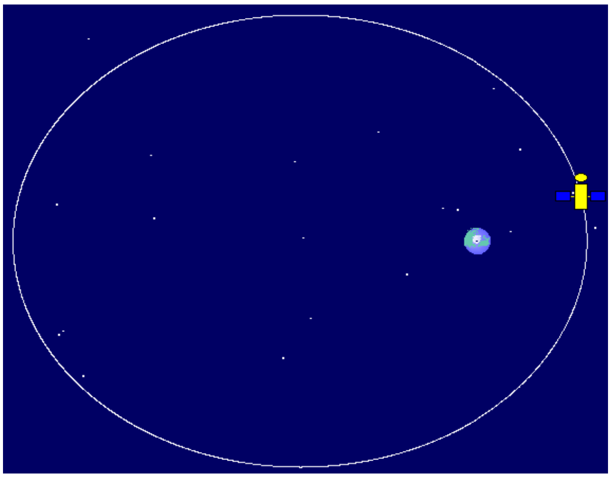
L'objectif de cette activité est de mettre en évidence le caractère uniforme du mouvement d'un satellite en orbite circulaire, de réinvestir les lois de Newton (deuxième loi et loi d'interaction gravitationnelle) pour lui donner une explication et déterminer l'influence de la du rayon *r* de l'orbite sur celle de la vitesse d'un satellite en orbite circulaire.
Cette activité peut également donner l'occasion d'expliquer comment construire simplement une ellipse (méthode du jardinier) et d'introduire les termes de foyers et de grand axe pour préparer l'énoncé des lois de Kepler.

Réponses

1. Observer

a.



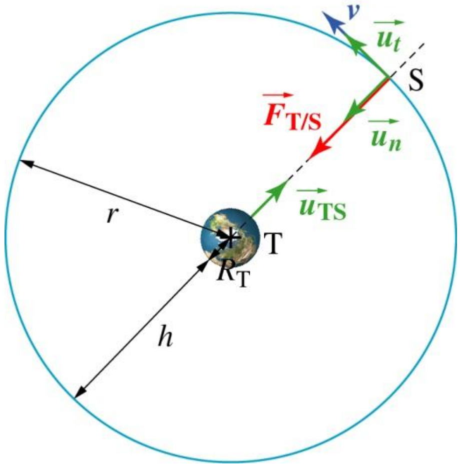


Le mouvement est circulaire dans le cas 1. La valeur de la vitesse est constante : le mouvement est uniforme.

b. Dans le cas d'une orbite elliptique (cas 2), la valeur de la vitesse n'est pas constante : le mouvement n'est pas uniforme. La valeur de la vitesse est minimale lorsque le satellite et au plus loin de la Terre (apogée de se trajectoire), elle est maximale lorsqu'il est au plus près (périgée).

2. Interpréter

a.



b. Le satellite S étant ponctuel et la Terre à répartition sphérique de masse, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = -G\frac{m_S M_T}{r^2}\overrightarrow{u_{TS}}$$

avec $\overrightarrow{u_{TS}}$ vecteur unitaire de direction (TS) orienté de T vers S (voir figure **a.**).
c. L'angle entre $\overrightarrow{F_{T/S}}$ et $\vec{v}$ est continuellement égale à 90°. La force de gravitation ne fait donc pas varier la valeur v de la vitesse $\vec{v}$ mais uniquement la direction de $\vec{v}$.
d. En considérant que m est constante, l'application de la deuxième loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = m_S \times \vec{a} \quad \text{soit} \quad \vec{a} = -G\frac{M_T}{r^2}\overrightarrow{u_{TS}}$$

La direction du vecteur accélération est donc celle du rayon du cercle : $\vec{a}$ est donc radiale, ce qui est conforme avec l'accélération d'un solide en mouvement circulaire uniforme.

3. Exploiter les résultats et conclure
a. Une modification de r permet d'obtenir à nouveau un mouvement circulaire.
Il faut choisir h_0 = 23 550 km soit $r_0 = 29{,}9 \times 10^3$ km. Le mouvement est uniforme dans ce cas.
b. Le mouvement d'un satellite en orbite circulaire est nécessairement uniforme. Sa vitesse est fonction du rayon de son orbite. Plus celui-ci est petit, plus la vitesse doit être élevée pour que le satellite adopte une orbite circulaire.

Simulation 4. Pesée de Jupiter

Commentaires

À partir d'observations de qualité faites à l'aide du logiciel *Stellarium*, cette activité permet d'exploiter la troisième loi de Kepler dans le cas des quatre satellites « galiléens » de Jupiter pour déterminer la masse de cet astre.
Un tutoriel du logiciel, adapté à cette simulation, est proposé ci-dessous.

Manipulation souhaitée	Opération permettant de la réaliser
Rechercher un astre	☞ Taper sur la touche F3 ou cliquer l'icône de fenêtre de recherche (disponible dans la barre de menu qui peut être masquée) :  Remarque : pour suivre la planète sous l'horizon, l'icône « sol »  doit être éteint :  Cliquer dessus ou appuyer sur G
Faire apparaitre le nom des planètes	☞ Cliquer sur l'icône  afin qu'il soit allumé
Augmenter / diminuer le grossissement	☞ Tourner la mollette de la souris
Choisir une monture équatoriale	☞ Cliquer sur l'icône  afin qu'il soit allumée
Avancer dans le temps Arrêter l'avancement dans le temps Reculer dans le temps Revenir à la date de début de l'expérience	☞ Appuyer sur la touche de raccourcis clavier « l ». Répéter l'opération pour augmenter la vitesse de défilement ☞ Appuyer sur la touche « k » ☞ Appuyer sur la touche « j » ☞ Appuyer sur touche « 8 »

Réponses

1. Exploiter les résultats

Exemple de résultats dans le cadre de l'activité proposée

- Distance Jupiter–Terre au moment de la visée : D = 4,19946 u.a ;
- Champ de vision : θ = 0,183 ° ;
- L = 21,0 cm.

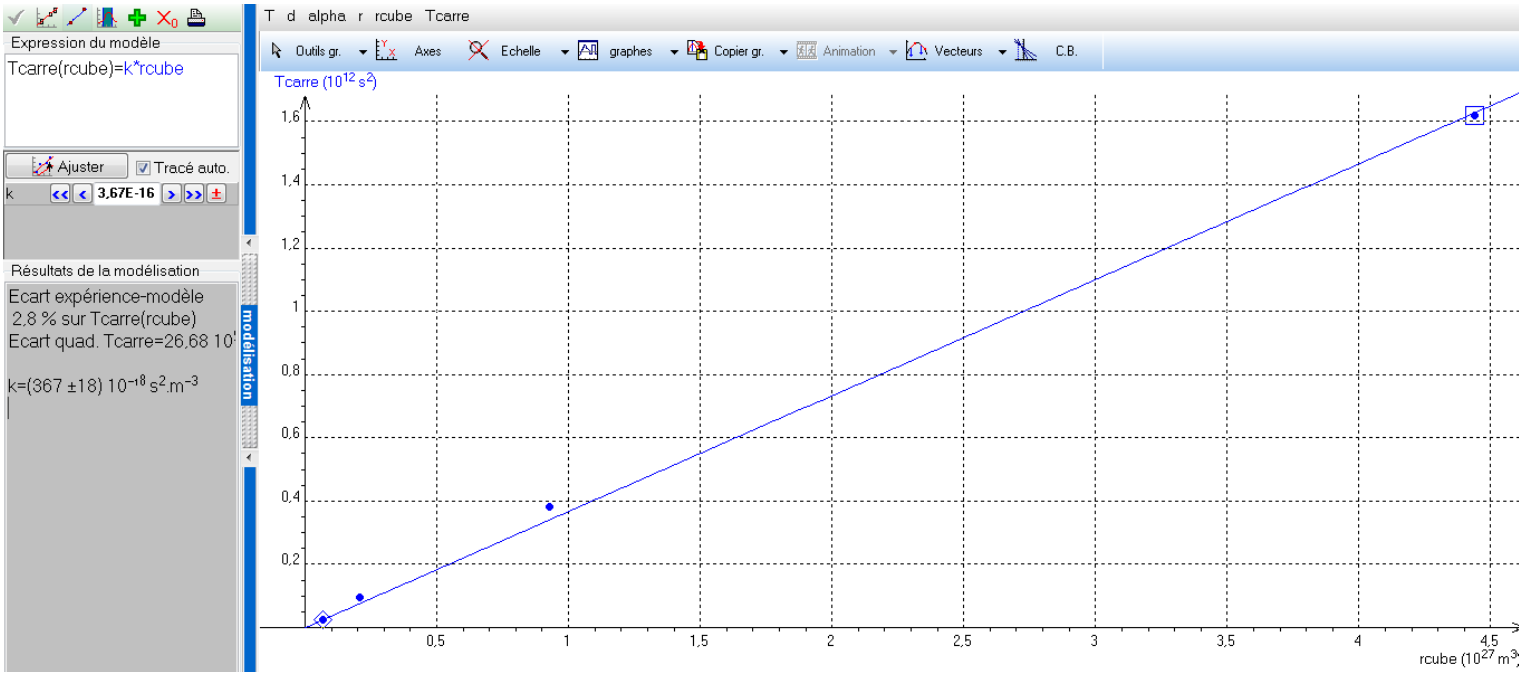
a. $T = t_2 - t_1$.

b. $\alpha = \theta \dfrac{d}{L} = 0{,}183 \times \dfrac{d}{0{,}21}$.

c. r (en m) = D (en m) × tan α ⇨ $r = 4{,}19946 \times 1{,}496 \times 10^{11} \times \tan \alpha$.

Bilan des mesures, représentation $T^2 = f(r^3)$ et modélisation par une fonction linéaire :

Nom du satellite	***d***	***T***	**α (°)**	***r***
Io	0,0430	$1{,}525 \times 10^5$	0,03747	$4{,}109 \times 10^8$
Europe	0,0620	$3{,}065 \times 10^5$	0,05403	$5{,}924 \times 10^8$
Ganymède	0,1020	$6{,}172 \times 10^5$	0,08889	$9{,}746 \times 10^8$
Callisto	0,1720	$1{,}272 \times 10^6$	0,1499	$1{,}643 \times 10^9$



2. Interpréter et conclure

La modélisation conduit à $k = 3{,}67 \times 10^{-16}$ s²·m^{-3}.

La masse de Jupiter est $M_J = \dfrac{4\pi^2}{Gk} = 1{,}61 \times 10^{27}$ kg (valeur table $1{,}90 \times 10^{27}$ kg).

Une discussion peut s'engager sur la précision du résultat et peut se poursuivre avec le traitement de l'exercice 24 page 220.

Exercices d'application

5 minutes chrono !

1. Mots manquants

- **a.** uniforme ; cercle ; valeur
- **b.** accélération ; perpendiculaire
- **c.** héliocentrique
- **d.** ponctuel ; répartition sphérique
- **e.** uniforme
- **f.** des orbites ; ellipse ; foyers
- **g.** des aires ; Soleil ; aires égales
- **h.** des périodes ; carré ; cube

2. QCM

- **a.** Quadruple si la valeur de la vitesse double.
- **b.** Héliocentrique.
- **c.** $v = \sqrt{\dfrac{GM}{r}}$.
- **d.** $\dfrac{T^2}{r^3} = k$.
- **e.** k dépend de la masse de l'astre autour duquel le satellite tourne.

Compétences exigibles

3. a. Le mouvement du solide est circulaire car le solide décrit un arc de cercle. La corde étant inextensible, il se déplace en effet en restant à égale distance d'un point fixe.

b. Le mouvement du solide n'est pas uniforme car la valeur de la vitesse n'est pas constante. En effet, la distance entre deux positions consécutives du solide n'est pas constante alors que la durée qui les sépare l'est.

---

4. a. L'accélération n'est pas nulle car le vecteur vitesse est modifié : il change de direction.

b. Le vecteur accélération du véhicule en mouvement circulaire et uniforme est :

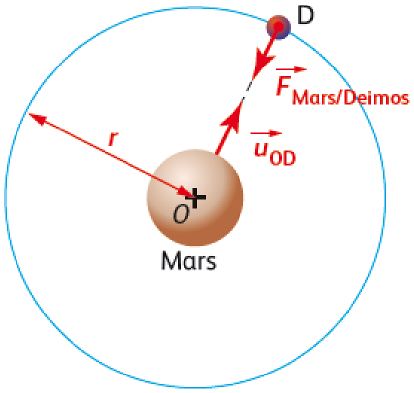
- radiale. Sa direction est celle du rayon de cercle correspondant à sa trajectoire ;
- centripète. Il est orienté vers le centre du cercle ;
- a valeur est $a = \dfrac{v^2}{r} = \dfrac{\left(\dfrac{30}{3,6}\right)^2}{300} = 0,23\,\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$.

c. Si v est multipliée par 3 (soit une vitesse de 90 $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$), a est multipliée par $3^2 = 9$.

---

5. a. $\dfrac{r}{L} = \dfrac{23,5\times10^3}{15} = 1,6\times10^3$. L est donc négligeable devant r.

Deimos peut être considéré comme ponctuel.



b. En considérant Mars à répartition sphérique de masse et Deimos ponctuel, on peut écrire, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{\text{Mars/Deimos}}} = -G\frac{M_{\text{Deimos}}M_{\text{Mars}}}{r^2}\overrightarrow{u_{\text{OD}}}$$

$\overrightarrow{u_{\text{OD}}}$ est un vecteur unitaire de direction (OD) orienté de O vers D.

c. En considérant que M_{Deimos} est constante, l'application de la deuxième loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{\text{Mars/Deimos}}} = M_{\text{Deimos}} \cdot \overrightarrow{a_{\text{Deimos}}}$$

d. $\overrightarrow{a_{\text{Deimos}}}$ est donc colinéaire à $\overrightarrow{F_{\text{Mars/Deimos}}}$ donc à $\overrightarrow{u_{\text{OD}}}$.

$\overrightarrow{a_{\text{Deimos}}}$ a pour direction la droite (OD), confondue avec le rayon de cercle correspondant à la trajectoire. Le mouvement de Deimos est circulaire et son vecteur accélération est radial. Le mouvement de Deimos est donc uniforme.

---

6. a. La courbe ainsi obtenue est une ellipse : en notant M un point de la courbe :

$$P_1M + P_2M = \text{cte}$$

b. Mercure se situe sur la courbe (le point M par exemple) et le soleil doit se situer en P_1 ou P_2. En effet, d'après la 1e loi de Kepler ou loi des orbites, Mercure décrit, dans le référentiel héliocentrique, une ellipse dont le Soleil occupe l'un des foyers.

---

7. a. D'après la 2e loi de Kepler ou loi des aires, le segment [SP], qui relie le centre du Soleil à celui de la planète, balaie des aires égales pendant des durées égales : $A = A'$.

b. Pour respecter l'égalité précédente, $P_3P_4 < P_1P_2$. La distance parcourue pendant une même durée est plus grande lorsque la planète est plus loin du Soleil. Ainsi, la vitesse n'est pas la même entre P_1 et P_2 et entre P_3 et P_4.

P est plus rapide sur le trajet P_1P_2.

---

8. a. En utilisant les valeurs données dans le tableau de l'exercice, on peut écrire :

Satellite	$\frac{T^2}{r^3}$ (j²·km^{-3})		$\frac{T^2}{r^3}$ (s²·m^{-3})
Io	$4{,}17 \times 10^{-17}$	OU	$3{,}11 \times 10^{-16}$
Europe	$4{,}17 \times 10^{-17}$		$3{,}11 \times 10^{-16}$
Ganymède	$4{,}17 \times 10^{-17}$		$3{,}11 \times 10^{-16}$
Callisto	$4{,}17 \times 10^{-17}$		$3{,}11 \times 10^{-16}$

La troisième loi de Kepler est vérifiée pour ces satellites : $\frac{T^2}{r^3} = k$.

b. k dépend uniquement de la masse de l'astre autour duquel tournent les satellites. k permet donc de calculer la masse de Jupiter.

Compétences générales

9. a. En considérant Neptune et le Soleil ponctuels (ou à répartition sphérique de masse), la loi d'interaction gravitationnelle permet d'écrire :

$$F_{S/N} = G\frac{M_S M_N}{{r_N}^2}$$

$$F_{S/N} = \frac{6,67\times10^{-11}\times1,99\times10^{30}\times102\times10^{24}}{\left(4504\times10^{9}\right)^2}$$

$$F_{S/N} = 6,67\times10^{20}\ \text{N}$$

b. $T_N = 2\pi\sqrt{\frac{{r_N}^3}{GM_S}}$ conduit à ${T_N}^2 = 4\pi^2\frac{{r_N}^3}{GM_S}$

soit $\frac{{T_N}^2}{{r_N}^3} = \frac{4\pi^2}{GM_S}$ et donc $M_S = \frac{4\pi^2{r_N}^3}{G{T_N}^2}$.

A.N. : en utilisant les valeurs données dans les rabats du manuel, on peut écrire,

$$M_S = \frac{4\times\pi^2\times(4504\times10^9)^3}{6,67\times10^{-11}\times(165\times365,25\times24\times3600)^2} = 1,99\times10^{30}\,\text{kg}$$

---

10. a. Dans la relation $v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$: G est la constante de gravitation universelle, M la masse de Saturne et r le rayon de l'orbite de la particule étudiée.
b. v augmente si r diminue. Pour être plus rapide, une particule doit donc être plus proche du centre de Saturne. Par contre, sa masse n'intervient pas dans l'expression de v.
c. La période de révolution est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi r$. Le mouvement étant uniforme :

$$v = \frac{L}{T} \quad \text{soit} \quad T = \frac{2\pi r}{v} = \frac{2\pi r}{\sqrt{\frac{GM}{r}}} = 2\pi r\sqrt{\frac{r}{GM}} \text{ soit } T = 2\pi\sqrt{\frac{r^3}{GM}}$$

d. T est différent si r est différent. Ainsi, $T_A \neq T_B$. Si A est B sont alignés avec le centre de Saturne à un instant donné, lorsque B aura fait un tour, A ne l'aura pas encore terminé. A et B ne peuvent rester alignés avec le centre de Saturne. Les anneaux de Saturne ne peuvent pas être d'un seul tenant.

---

11. a. La période de révolution de la Terre est de un an.
b. D'après la troisième de Kepler :

$$\frac{{T_{Terre}}^2}{{d_{TS}}^3} = \frac{{T_{Jupiter}}^2}{{d_{JS}}^3} \quad \text{soit} \quad T_{Jupiter} = \sqrt{\frac{{d_{JS}}^3{T_{Terre}}^2}{{d_{TS}}^3}} = T_{Terre}\sqrt{\left(\frac{d_{JS}}{d_{TS}}\right)^3} = 1\times\sqrt{\left(\frac{7,8\times10^8}{1,5\times10^8}\right)^3} = 12 \text{ ans}$$

c. La troisième loi de Kepler s'applique seulement à tous les satellites d'un même astre. Elle est donc applicable pour la Lune et les satellites de la Terre. Les données concernant les satellites du Soleil ne sont donc pas utilisables pour déterminer la période de révolution de la Lune comme cela a été fait à la question précédente pour Jupiter.

---

12. a. Dans la relation $\frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{GM}$, T représente la période de révolution d'Apollo, r est le rayon de son orbite autour de la Lune et M la masse de la Lune.

b. $\frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{GM}$ conduit à $M = \frac{4\pi^2 r^3}{GT^2} = \frac{4\pi^2(2040\times10^3)^3}{6,67\times10^{-11}\times(8240)^2} = 7,40\times10^{22}$ kg.

Exercices de méthode

13. *Exercice résolu.*

---

14. *Dans le manuel de l'élève, ont été corrigées la longueur L (en mètre) du demi-grand axe de la trajectoire de :*

- *Jupiter : 778,3 × 10^9 (au lieu de 778,39 × 10^9) ;*
- *Saturne : 1429,0 × 10^9 (au lieu de 1427,0 × 10^9) ;*

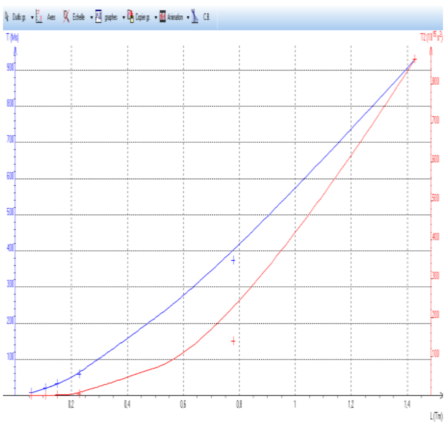
afin d'être en accord avec les valeurs indiquées dans les rabats du manuel.

a. Création du tableau et des variables : $T^2 = T \times T$, $L^2 = L \times L$, $L^3 = L \times L \times L$.

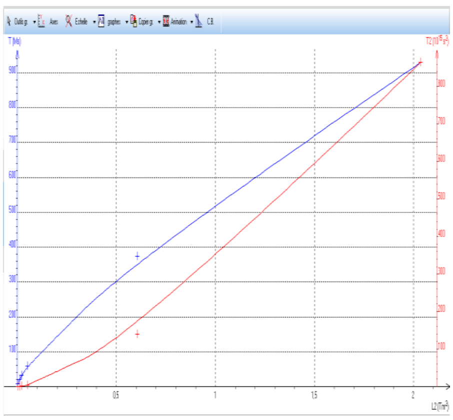
b. Remarque : seule la méthode graphique est détaillée dans ce corrigé. Une méthode calculatoire est employée dans l'exercice 24.

Méthode graphique : les courbes T^2 ou T en fonction de L, L^2 ou L^3 sont tracées. La recherche consiste d'abord à trouver la courbe qui représente au mieux une fonction linéaire, c'est-à-dire prenant la forme d'une droite passant par l'origine.

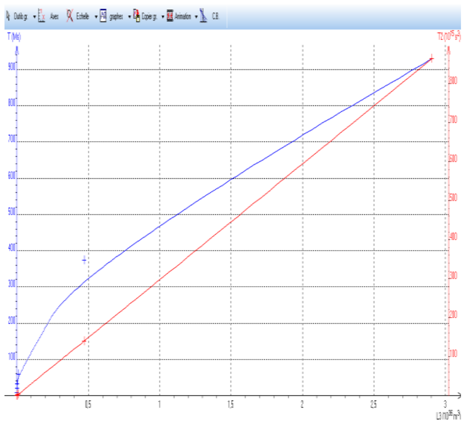
$T^2 = f(L)$ et $T = f(L)$



$T^2 = f(L^2)$ et $T = f(L^2)$

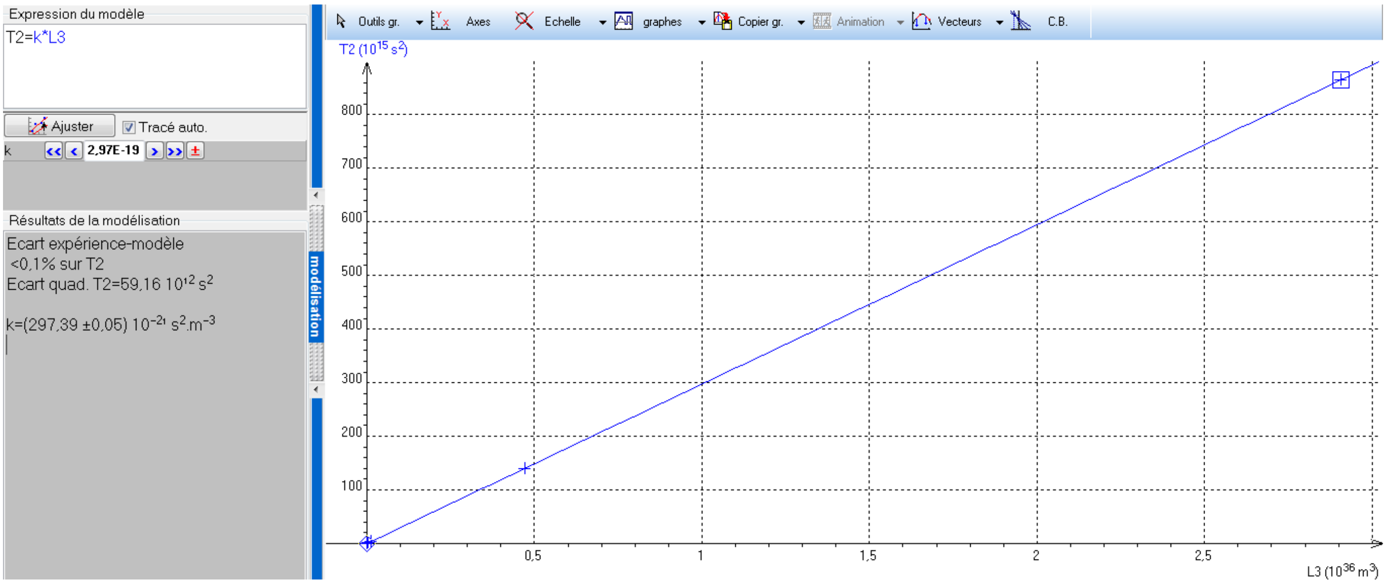


$T^2 = f(L^3)$ et $T = f(L^3)$



$T^2 = f(L^3)$ semble le plus se rapprocher d'une fonction linéaire de type : $T^2 = kL^3$.

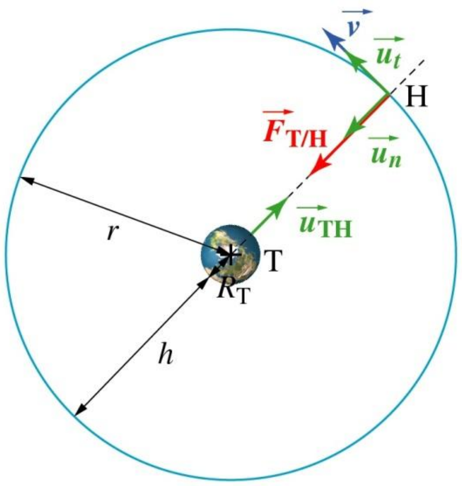
En modélisant la courbe, on vérifie que le modèle convient et on accède à la valeur de *k* :



c. $k = (297{,}39 \pm 0{,}05) \times 10^{-21}$ s²·m⁻³ d'après le logiciel après modélisation.

---

15. a. Le système étudié est le satellite terrestre Hubble noté H sur le schéma, de masse *m*, qui décrit, dans le référentiel géocentrique galiléen, un cercle de rayon $r = R_T + h$.



b. H étant ponctuel et la Terre à répartition sphérique de masse, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{T/H}} = -G\frac{mM_T}{r^2}\overrightarrow{u_{TH}}$$

$\overrightarrow{u_{TH}}$ est un vecteur unitaire de direction (TH) orienté de T vers H.

$\overrightarrow{F_{T/H}}$ est donc appliquée en H, radiale et centripète (figure) et de valeur $F_{T/H} = G\frac{mM_T}{r^2}$.

c. En considérant que *m* est constante, l'application de deuxième loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{T/H}} = m\cdot\vec{a} \quad \text{soit} \quad \vec{a} = -G\frac{M_T}{r^2}\overrightarrow{u_{TH}}$$

$\vec{a}$ est donc colinéaire à $\overrightarrow{u_{TH}}$. $\vec{a}$ a pour direction la droite (TH) confondue avec le rayon de cercle correspondant à la trajectoire.
Le mouvement de Hubble est circulaire et son vecteur accélération est radial.
Le mouvement de Hubble est donc uniforme.
Ce que l'on peut vérifier de la manière suivante :
dans (H, $\vec{u_t}$, $\vec{u_n}$), $\vec{u_n} = -\overrightarrow{u_{TH}}$,

on peut ainsi écrire : $\vec{a}\left|\begin{array}{l} 0 \\ G\dfrac{M_T}{r^2} \end{array}\right.$ et $\vec{a}\left|\begin{array}{l} \dfrac{dv}{dt} \\ \dfrac{v^2}{r} \end{array}\right.$

L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (H, $\vec{u_t}$) conduit à la relation $\dfrac{dv}{dt} = 0$ valable à chaque instant soit : v = cte. Le mouvement est donc uniforme.

d. L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (H, $\vec{u_n}$) conduit à la relation :

$$G\frac{M_T}{r^2} = \frac{v^2}{r}$$

soit, après simplification et sachant que de $r = R_T + h$:

$$v = \sqrt{\frac{GM_T}{R_T + h}}$$

$$\text{A.N. : } v = \sqrt{\frac{6,67\times10^{-11}\times5,97\times10^{24}}{6,38\times10^{6}+600\times10^{3}}} = 7,55\times10^{3}\ \text{m}\cdot\text{s}^{-1}$$

e. La période de révolution est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi r$.
Le mouvement étant uniforme :

$$v = \frac{L}{T_H}$$

d'où :

$$T_H = \frac{2\pi r}{v} = \frac{2\pi r}{\sqrt{\dfrac{GM_T}{r}}} = 2\pi r\sqrt{\frac{r}{GM_T}} \text{ soit } T_H = 2\pi\sqrt{\frac{(R_T+h)^3}{GM_T}}$$

$$T_H = 2\pi\sqrt{\frac{(6,38\times10^{6}+600\times10^{3})^3}{6,67\times10^{-11}\times5,97\times10^{24}}} = 5,81\times10^{3}\ \text{s}$$

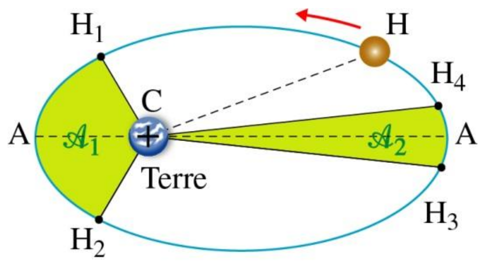
soit un écart relatif de 3 % (faible) par rapport à l'indication du texte que l'on peut donc considérer comme correcte.

Exercices d'entraînement

16. a. Dans le référentiel géocentrique, la trajectoire du centre d'Hipparcos est une ellipse dont l'un des foyers est le centre de la Terre.
Le segment [CH] qui relie le centre C de la Terre à celui d'Hipparcos balaie des aires égales pendant des durées égales.
Pour tous les satellites de la Terre, le carré de leur période de révolution T est proportionnel au cube de la longueur L du demi-grand axe de leur orbite :

$$\frac{T^2}{L^3} = k$$

b.



c. D'après la 2e loi de Kepler ou loi des aires, pendant des durées égales les aires $\mathscr{A}_1$ et $\mathscr{A}_2$ balayées par [CH] sont égales : $\mathscr{A}_1 = \mathscr{A}_2$.
Pour respecter cette égalité, $H_3H_4 < H_1H_2$. La distance parcourue pendant une même durée est plus grande lorsque la planète est plus loin du Soleil.
d. Ainsi, la vitesse n'est pas la même entre H_1 et H_2 et entre H_3 et H_4. H est plus rapide sur le trajet H_1PH_2, donc sa vitesse est maximale en P au Périgée et minimale en A à l'Apogée.

---

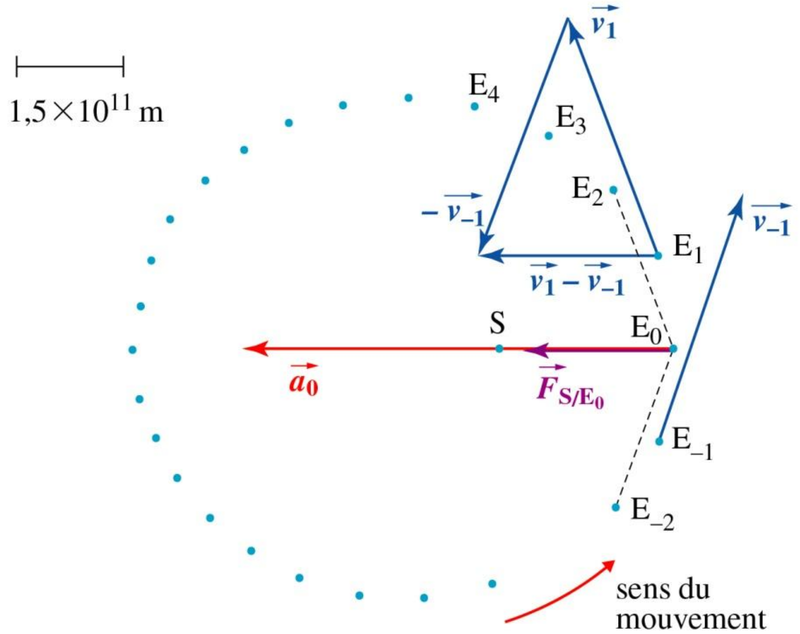
17. a. Le mouvement d'Eva n'est pas circulaire car l'astéroïde n'évolue pas à égale distance du centre de la trajectoire. D'autre part, on observe clairement que le Soleil n'occupe pas le centre de la trajectoire mais se trouve décalé en un point appelé foyer de l'ellipse.
Le mouvement d'Eva n'est pas non plus uniforme car la valeur de la vitesse d'Eva n'est pas constante le long de la trajectoire. La distance entre deux points consécutifs n'est pas constante.
b. E_0E_2 mesure 1,6 cm sur le document original pour une échelle de 1 cm pour $1{,}5 \times 10^{11}$m en réalité.
Ainsi :

$$v_1 = \frac{E_0E_2}{2\tau} = \frac{1{,}6 \times 1{,}5 \times 10^{11}}{2 \times 54 \times 24 \times 3600} = 2{,}6 \times 10^4 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

De même :

$$v_{-1} = \frac{E_{-2}E_0}{2\tau} = \frac{1{,}6 \times 1{,}5 \times 10^{11}}{2 \times 54 \times 24 \times 3600} = 2{,}6 \times 10^4 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

c.



Le tracé des vecteurs est réalisé sur l'enregistrement à l'échelle 1 cm pour 1×10^4 m·s^{-1}.
Le vecteur est $\Delta\vec{v_0} = \vec{v_1} - \vec{v_{-1}}$ est tracé par différence des deux vecteurs en reportant $-\vec{v_{-1}}$ au sommet de $\vec{v_1}$. La valeur a_0 de l'accélération en E_0 est donc :

$$a_0 = \frac{\left\|\vec{v_1} - \vec{v_{-1}}\right\|}{2\tau}$$

Or, $\Delta\vec{v_0} = \vec{v_1} - \vec{v_{-1}}$ mesure 1,9 cm sur le papier avec l'échelle 1 cm pour 1×10^4 m·s^{-1} soit :

$$\vec{v_1} - \vec{v_{-1}} = 1{,}9 \times 10^4 \text{ m·s}^{-1}$$

Finalement : $a_0 = \dfrac{1{,}9 \times 10^4}{2 \times 54 \times 24 \times 3600} = 2{,}0 \times 10^{-3}\ \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$, qui confirme la donnée de l'énoncé.

d. $\vec{a_0}$ est appliqué en E_0. Il a même direction et même sens que $\Delta\vec{v_0} = \vec{v_1} - \vec{v_{-1}}$ et à l'échelle 1 cm pour $0{,}50 \times 10^{-3}$ m·s^{-2}, sa taille est alors de 4,0 cm (voir figure).

e. En considérant que la masse m d'Eva est constante, l'application de la 2^e loi de Newton dans le référentiel héliocentrique galiléen donne en E_0 la relation :

$$\overrightarrow{F_{S/E_0}} = m \cdot \vec{a_0} \quad (1)$$

Ainsi $\overrightarrow{F_{S/E_0}}$ et $\vec{a_0}$ doivent être colinéaire et de même sens. C'est bien le cas ici.

f. En considérant que l'astéroïde Eva est ponctuel et que le Soleil est à répartition sphérique de masse, la loi d'interaction gravitationnelle permet d'écrire :

$$F_{S/E_0} = G\frac{mM_S}{{d_{SE_0}}^2}$$

La relation (1) en terme de valeurs permet d'écrire :

$$F_{S/E_0} = ma_0 \text{ soit } G\frac{mM_S}{{d_{SE_0}}^2} = ma_0$$

ce qui conduit à : $$G\frac{M_S}{d_{SE_0}{}^2} = a_0$$

Finalement : $$M_S = \frac{a_0 d_{SE_0}{}^2}{G}$$

A.N. : d_{SE0} mesure 1,6 cm sur le papier avec 1 cm pour $1{,}5 \times 10^{11}$m en réalité.

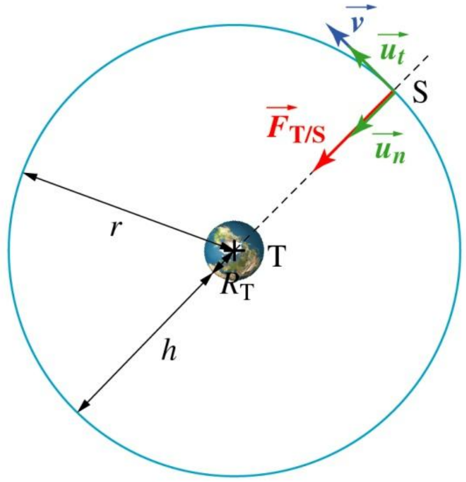
Ainsi : $$M_S = \frac{2\times10^{-3}\times(1{,}6\times1{,}5\times\ 10^{11})^2}{6{,}67\times10^{-11}} = 2\times10^{30}\ \text{kg}$$

---

18. a. et b. S étant ponctuel et la Terre à répartition sphérique de masse, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = +G\frac{mM_T}{(R_T+h)^2}\overrightarrow{u_n}$$

Le signe « + » met en évidence que $\overrightarrow{F_{T/S}}$ et $\overrightarrow{u_n}$ sont de même sens.



c. En considérant que m est constante, l'application de deuxième loi de Newton, dans le référentiel géocentrique galiléen, donne la relation ;

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = m\cdot\overrightarrow{a_S} \quad \text{soit} \quad \overrightarrow{a_S} = G\frac{M_T}{(R_T+h)^2}\overrightarrow{u_n}$$

d. Dans le repère de Frenet (S, $\overrightarrow{u_t}$, $\overrightarrow{u_n}$), on peut ainsi écrire :

$$\vec{a}\left|\begin{array}{l} 0 \\ G\dfrac{M_T}{r^2}\end{array}\right. \quad \text{et} \quad \vec{a}\left|\begin{array}{l}\dfrac{dv_S}{dt} \\ \dfrac{v_S{}^2}{r}\end{array}\right.$$

L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (S, $\overrightarrow{u_n}$) conduit à la relation :

$$G\frac{M_T}{r^2} = \frac{v_S{}^2}{r}$$

soit, après simplification : $$v_S = \sqrt{\frac{GM_T}{R_T+h}}$$

e. T est la période de révolution. C'est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi r$. Le mouvement étant uniforme :

$$v_S = \frac{L}{T} \text{ soit } T = \frac{2\pi r}{v_S} = \frac{2\pi r}{\sqrt{\dfrac{GM_T}{r}}} = 2\pi r\sqrt{\frac{r}{GM_T}} \text{ soit } T = 2\pi\sqrt{\frac{(R_T+h)^3}{GM_T}}$$

---

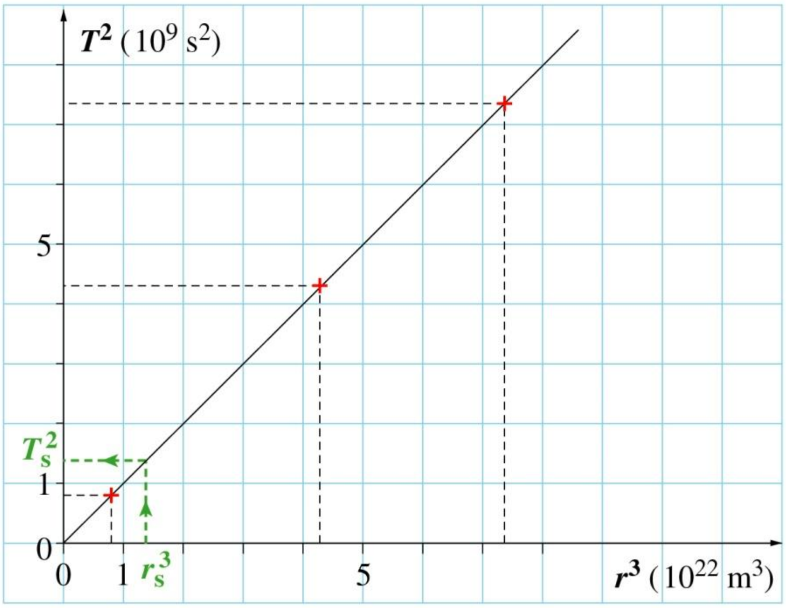
19. a. La courbe $T^2 = f(r^3)$ est une droite passant par l'origine.
Ainsi T^2 est proportionnel à r^3. La 3e loi de Kepler est vérifiée pour les satellites de la Terre :

$$T^2 = k \times r^3$$

b. $r_S = 24 \times 10^3$ km
⇨ $r_S{}^3 = 1{,}4 \times 10^{22}$ m³.
Graphiquement :

$$T_S{}^2 = 1{,}4 \times 10^9 \text{ s}^2$$

⇨ $T_S = 3{,}7 \times 10^4$ s

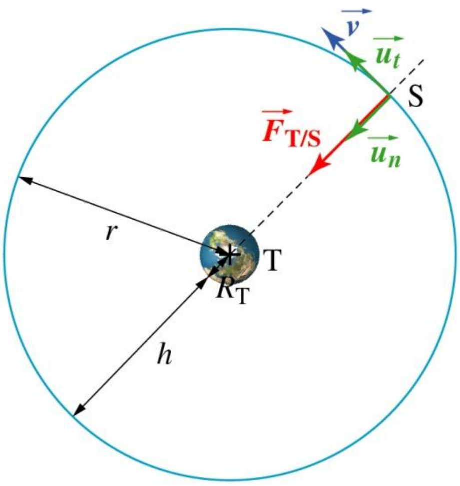


---

20. 1. a. Le système étudié est un satellite terrestre ponctuel S, de masse m_S, qui décrit, dans le référentiel géocentrique galiléen, un cercle de rayon r.
S est considéré comme étant uniquement soumis à la force d'attraction gravitationnelle $\overrightarrow{F_{T/S}}$ exercée par la Terre, de masse M_T.
S étant ponctuel et la Terre à répartition sphérique de masse, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = -G\frac{m_S M_T}{r^2}\overrightarrow{u_{TS}}$$

$\overrightarrow{u_{TS}}$ est un vecteur unitaire de direction (TS) orienté de T vers S.



En considérant que m est constante, l'application de la 2e loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = m_S \cdot \vec{a}$$

Cette relation implique que l'accélération et la force de gravitation sont colinéaires.

Or, la trajectoire 2 ne permet pas de respecter cette condition. L'accélération doit être contenue dans le plan de la trajectoire circulaire ($\vec{a}$ est contenu dans le plan de la base de Frenet), elle ne peut également passer par le centre de la Terre comme $\overrightarrow{F_{T/S}}$).

b. Pour être immobile dans un référentiel terrestre, le satellite doit rester immobile par rapport à un point de la surface de la Terre et tourner dans un plan parallèle ou confondu avec celui de la trajectoire de ce point. Ce plan doit donc être perpendiculaire à l'axe des pôles. La trajectoire 2 ne convenant pas d'après la réponse **1. a.**, il ne reste que la trajectoire 1 possible.

2. a. Dans la relation $\frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{GM}$, T représente la période de révolution du satellite, r est le rayon de son orbite autour de la Terre et M la masse de la Terre.
b. Pour être immobile dans un référentiel terrestre, le satellite doit rester immobile par rapport à un point de la surface de la Terre et tourner donc avec la même période : la période de révolution T_S d'un satellite géostationnaire est égale à la période de rotation T_{Terre} de la Terre :

$$T_S = T_{Terre} = 23\text{ h, }56\text{ min, }4\text{ s} = 86164\text{ s}$$

$$\frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{GM} \text{ conduit à } T_S = 2\pi\sqrt{\frac{(R_T + h)^3}{GM_T}}$$

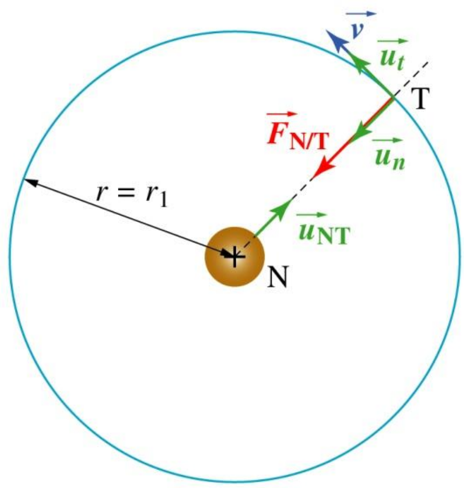
Pour l'ISS : $$T_{ISS} = 2\pi\sqrt{\frac{(6,38\times10^6 + 400\times10^3)^3}{6,67\times10^{-11}\times5,97\times10^{24}}} = 5,56\times10^3\text{ s}$$

Pour Anik1 : $$T_{Anik1} = 2\pi\sqrt{\frac{(6,38\times10^6 + 35,8\times10^3\times10^3)^3}{6,67\times10^{-11}\times5,97\times10^{24}}} = 8,63\times10^4\text{ s}$$

$T_{Anik1} \approx T_{Terre}$ (0,1 % d'écart relatif seulement) alors que $T_{ISS} \neq T_{Terre}$ (94 % d'écart relatif) : Anik1 est un satellite géostationnaire contrairement à la station ISS.

---

21. a. Le référentiel dans lequel le mouvement de Triton est circulaire est le référentiel lié au centre de l'astre autour duquel tourne Triton : il s'agit du référentiel neptunocentrique.



b. Dans le référentiel neptunocentrique, galiléen, le système étudié est Triton de masse m, qui décrit, un cercle de rayon r et de centre N, centre de Neptune de masse M_N.
Triton et Neptune pouvant être considéré comme ponctuels (« le rayon de l'orbite de Triton est grand devant la dimension de Neptune ou Triton »), d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{N/T}} = -G\frac{mM_N}{r^2}\overrightarrow{u_{NT}}$$

$\overrightarrow{u_{NT}}$ est un vecteur unitaire de direction (TN) orienté de N vers T.

En considérant que m est constante, l'application de deuxième loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{\mathrm{N/T}}} = m \cdot \vec{a} \quad \text{soit} \quad \vec{a} = -G\frac{M_{\mathrm{N}}}{r^2}\overrightarrow{u_{\mathrm{NT}}}$$

Dans (T, $\vec{u_t}$, $\vec{u_n}$), $\vec{u_n} = -\overrightarrow{u_{\mathrm{TN}}}$, on peut ainsi écrire : $\vec{a}\left|\begin{array}{l} 0 \\ G\dfrac{M_{\mathrm{N}}}{r^2}\end{array}\right.$ et $\vec{a}\left|\begin{array}{l} \dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} \\ \dfrac{v^2}{r}\end{array}\right.$

L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (T, $\vec{u_t}$) conduit à la relation $\dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = 0$ valable à chaque instant soit : v = cte. Le mouvement est donc uniforme.

c. On note maintenant v_1 la vitesse de Triton et r_1 le rayon de sa trajectoire utilisée à la question suivante. En adaptant les relations précédentes à ces notations, l'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (T, $\vec{u_n}$) conduit à la relation $G\dfrac{M_{\mathrm{N}}}{{r_1}^2} = \dfrac{{v_1}^2}{r_1}$ soit, après simplification :

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mathrm{GM_N}}{r_1}}$$

La période de révolution est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi r$. Le mouvement étant uniforme :

$$v_1 = \frac{L}{T_1} \quad \text{soit} \quad T_1 = \frac{2\pi r_1}{v_1} = \frac{2\pi r_1}{\sqrt{\dfrac{GM_{\mathrm{N}}}{r_1}}} = 2\pi r_1\sqrt{\frac{r}{GM_{\mathrm{N}}}} \text{ soit } T_1 = 2\pi\sqrt{\frac{r_1^3}{GM_{\mathrm{N}}}}$$

d. $T_1 = 2\pi\sqrt{\dfrac{r_1^3}{GM_{\mathrm{N}}}}$ conduit à $T_1^2 = 4\pi^2\dfrac{r_1^3}{GM_{\mathrm{N}}}$ soit $r_1 = \sqrt[3]{\dfrac{GM_{\mathrm{N}} \times T_1^2}{4\pi^2}}$.

A.N. : $\mathrm{r}_1 = \sqrt[3]{\dfrac{6,67\times10^{-11}\times1,0\times10^{26}\times(5,9\times24\times3600)^2}{4\pi^2}} = 3,5\times10^8\ \mathrm{m}$.

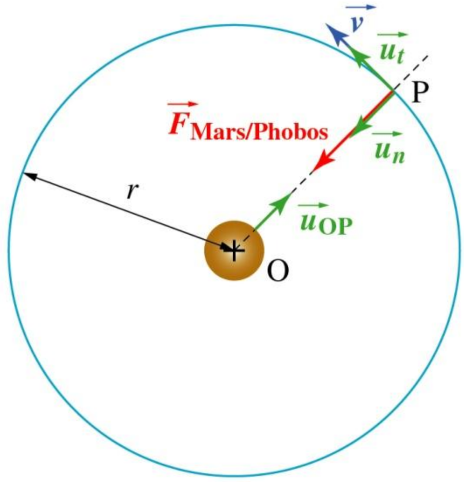
e. D'après la 3e loi de Kepler :

$$\frac{{T_1}^2}{r_1^3} = \frac{{T_2}^2}{L_2^3}$$

soit : $$T_2 = \sqrt{\frac{L_2^3{T_1}^2}{r_1^3}} = T_1\sqrt{\left(\frac{L_2}{r_1}\right)^3} = 5,9\times\sqrt{\left(\frac{5,5\times10^6\times10^3}{3,5\times10^8}\right)^3} = 3,7\times10^2\,\mathrm{j} = 3,2\times10^7\,\mathrm{s}$$

----

22. a.



b. Dans le référentiel marsocentrique, galiléen, le système étudié est Phobos de masse *m*, qui décrit, un cercle de rayon *r* et de centre O, centre de Mars de masse *M*.
Phobos étant ponctuel et Mars à répartition sphérique de masse, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_{\text{Mars/Phobos}}} = -G\frac{mM}{r^2}\overrightarrow{u_{\text{OP}}}$$

$\overrightarrow{u_{OP}}$ est un vecteur unitaire de direction (OP) orienté de O vers P.
Ainsi la force exercée par Mars sur Phobos a pour :

- direction : la droite (OP) ;
- sens : vers O ;
- point d'application : P ;
- valeur : $F_{\text{Mars/Phobos}} = G\frac{mM}{r^2}$.

c. En considérant que *m* est constante, l'application de la 2^e loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{\text{Mars/Phobos}}} = m \cdot \vec{a} \quad \text{soit} \quad \vec{a} = -G\frac{M}{r^2}\overrightarrow{u_{\text{OP}}}$$

Dans (P, $\vec{u}_t$, $\vec{u}_n$), $\vec{u}_n$ = -$\overrightarrow{u_{\text{OP}}}$, on peut ainsi écrire : $\vec{a}\left|\begin{array}{l} 0 \\ G\dfrac{M}{r^2} \end{array}\right.$ et $\vec{a}\left|\begin{array}{l} \dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} \\ \dfrac{v^2}{r} \end{array}\right.$

L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (P, $\vec{u}_n$) conduit à la relation :

$$G\frac{M}{r^2} = \frac{v^2}{r} \quad \text{soit après simplification} \quad v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

La période de révolution est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi r$.
Le mouvement étant uniforme :

$$v = \frac{L}{T} \quad \text{soit} \quad T = \frac{2\pi r}{\text{v}} = \frac{2\pi r}{\sqrt{\frac{\text{GM}}{r}}} = 2\pi r\sqrt{\frac{\text{r}}{GM}} \; soit\, T = 2\pi\sqrt{\frac{\text{r}^3}{GM}}$$

d. A.N. : $T = 2\pi\sqrt{\dfrac{((6000+3400)\times10^3)^3}{6,67\times10^{-11}\times6,4\times10^{23}}} = 2,8\times10^4\,\text{s}$.

e. T = 24 h 36 min = 88 560 s.

$$\frac{T}{T_1} = 3,2$$

Ainsi, pendant que Mars effectue un tour sur elle-même, Phobos en effectue un peu plus de trois dans le même sens et passe donc deux fois au-dessus d'un point fixe de la surface de Mars. Les informations du texte sont vérifiées.

---

23. a. L'application de la deuxième loi de Newton et celle de l'interaction gravitationnelle à Janus dans le référentiel Saturnocentrique, galiléen, conduit à :

$$T_1 = 2\pi\sqrt{\frac{r_1^3}{GM_S}}$$

d'où :

$$T_1{}^2 = 4\pi^2\frac{r_1^3}{GM\text{s}} \quad \text{soit} \quad r_1 = \sqrt[3]{\frac{GM_S T_1{}^2}{4\pi^2}}$$

A.N. : $r_1 = \sqrt[3]{\dfrac{6,67\times10^{-11}\times5,7\times10^{26}\times(17\times3600+58\times60)^2}{4\pi^2}} = 1,6\times10^8\,\text{m}$

b. D'après la troisième de Kepler :

$$\frac{T_1{}^2}{r_1^3} = \frac{T_2{}^2}{r_2^3}$$

soit :

$$T_2 = \sqrt{\frac{r_2^3 T_1{}^2}{r_1^3}} = T_1\sqrt{\left(\frac{r_2}{r_1}\right)^3} = (17\times3600+58\times60)\times\sqrt{\left(\frac{238\times10^3\times10^3}{1,6\times10^8}\right)^3} = 1,2\times10^5_{\text{S}} = 33\text{ h}$$

---

24. a. Consigner les valeurs des périodes de révolution et le rayon des orbites dans un tableur.
Créer les variables T_1 et L_1 correspondant aux valeurs de T_i et L_i converties en s et m.
Créer les variables $T_{carre} = T_1{}^2$ et $L_{cube} = L_1{}^3$

Créer la variable $k = \dfrac{T_{carré}}{L_{cube}}$.

Calculer la valeur moyenne la série des valeurs de k et l'écart type.
Noter la valeur retenue pour k.

Calculer M sachant que $\dfrac{T_{carré}}{r_{cube}}$ avec $k = \dfrac{4\pi^2}{GM}$.

On utilisera une valeur de G plus précise que celle de k pour que la précision soit davantage limitée par k plutôt que G.

b. Les valeurs de T_i, L_i sont disponibles sur Internet, par exemple à l'adresse ci-dessous :
http://fr.wikipedia.org/wiki/Satellites_naturels_de_Jupiter
avec les données pour 63 satellites :

Nom	Rayon orbital (km)	Période (j)
Métis	128 000	0,295
Adrastée	129 000	0,298
Amalthée	181 400	0,498
Thébé	221 900	0,675
Io	421 800	1,769
…	…	…
Coré	24 011 000	779,180
S/2003 J 2	29 541 000	979,990

Extrait du tableur :

Nom	*L*	*L*[1]	*T*	*T*[1]	*L*cube	*T*carre	*k*
	(km)	(m)	(j)	(s)	(m^3)	(s^2)	(s^2)/(m^3)
Métis	128 000	128 000 000	0,295	25488	2,09715E+24	649638144	3,09772E-16
Adrastée	129 000	129 000 000	0,298	25747,2	2,14669E+24	662918308	3,0881E-16
Amalthée	181 400	181 400 000	0,498	43027,2	5,96914E+24	1851339940	3,10152E-16
Thébé	221 900	221 900 000	0,675	58320	1,09263E+25	3401222400	3,11289E-16
Io	421 800	421 800 000	1,769	152841,6	7,50446E+25	2,3361E+10	3,11289E-16
…	…	…	…	…	…	…	…
Coré	24 011 000	24 011 000 000	779,18	67321152	1,3843E+31	4,5321E+15	3,27395E-16
S/2003 J 2	29 541 000	29 541 000 000	979,99	84671136	2,57796E+31	7,1692E+15	2,78096E-16
						Moy	3,13706E-16
						s_{exp}	7,49256E-18
						s	9,43974E-19

s_{exp} est l'écart type expérimental, s est l'incertitude type :

$$s = \frac{s_{exp}}{\sqrt{n}} = 0{,}009 \times 10^{-16}\ \text{s}^2\cdot\text{m}^{-3} \quad \text{avec } n = 63 \text{ (nombre de satellites)}$$

Pour un niveau de confiance de 95 %, on aura une incertitude :

$$\Delta k = 2\ s = 2\frac{s_{exp}}{\sqrt{n}}$$

$\Delta k = 0{,}02\times10^{-16}$ s²·m^{-3} en ne conservant qu'un chiffre significatif. Voir la page A·3 « Mesures et Incertitudes ».
Ainsi, on peut retenir une valeur pour k de :

$$k = k_{moy} \pm \Delta k = (3{,}14 \pm 0{,}02) \times 10^{-16}\ \text{s}^2\cdot\text{m}^{-3}$$

$$M = \frac{4\pi^2}{Gk} = \frac{4\pi^2}{6{,}6742\times10^{-11}\times3{,}137\times10^{-16}} = 1{,}886\times10^{27}\ \text{kg}$$

c. M est proportionnelle à l'inverse de k :

$$\frac{\Delta M}{M} = \frac{\Delta k}{k} = \frac{0{,}02}{3{,}14} = 6\times10^{-3}$$

$$\Delta M = 1{,}886\times10^{27}\times6\times10^{-3} = 1{,}1\times10^{25}\ \text{kg}$$

Ainsi : $M = (1{,}89 \pm 0{,}01)\times10^{27}$ kg

---

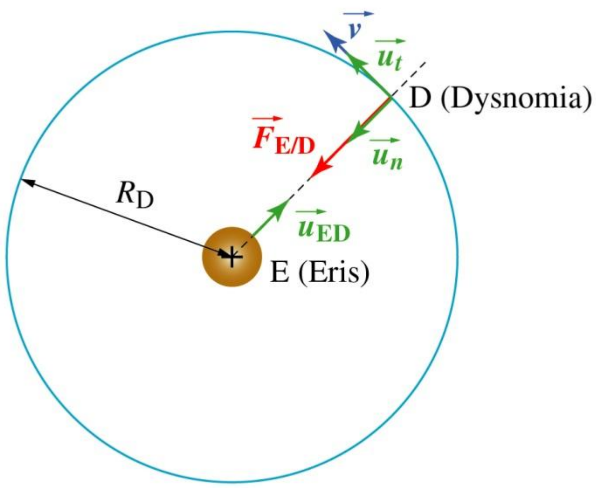
25. 1. a. Le carré de la période de révolution T d'une planète est proportionnel au cube de la longueur L du demi-grand axe de son orbite : $\frac{T^2}{L^3} = k$ **.**

b. D'après le document 2, T_E = 557 années. Or, les données indiquent T_P = 248 ans.
La troisième loi de Kepler implique que si T diminue, L diminue également ($T^2 = kL^3$).
Ainsi, $T_E > T_P$ implique $L_E > L_P$. Eris se situe donc au-delà de Pluton.

2. a. Le référentiel d'étude du mouvement de Dysnomia est le référentiel Erisocentrique lié à un solide imaginaire contenant le centre d'Eris et trois étoiles éloignées, considérées comme fixes pendant la durée de l'étude.

b. Dans le référentiel Erisocentrique supposé galiléen, le système étudié est Dysnomia de masse m, qui décrit un cercle de rayon r et de centre E, centre d'Eris de masse M.
Dysnomia étant ponctuel et Eris supposé à répartition sphérique de masse, d'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$\overrightarrow{F_{E/D}} = -G\frac{mM_E}{R_D{}^2}\overrightarrow{u_{ED}}$ est un vecteur unitaire de direction (ED) orienté de E vers D.



En considérant que m est constante, l'application de deuxième loi de Newton donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{\text{E/D}}} = m \cdot \vec{a} \quad \text{soit} \quad \vec{a} = -G\frac{M_{\text{E}}}{{R_{\text{D}}}^2}\overrightarrow{u_{\text{ED}}}$$

Dans (D, $\overrightarrow{u_{\text{t}}}$, $\overrightarrow{u_{\text{n}}}$), $\overrightarrow{u_{\text{n}}} = -\overrightarrow{u_{\text{DE}}}$,on peut ainsi écrire : $\vec{a}\left|\begin{array}{c} 0 \\ G\dfrac{M_{\text{E}}}{{R_{\text{D}}}^2} \end{array}\right.$ et $\vec{a}\left|\begin{array}{c} \dfrac{\text{d}v}{\text{d}t} \\ \dfrac{v^2}{r} \end{array}\right.$

L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (D, $\overrightarrow{u_{\text{n}}}$) conduit à la relation :

$$G\frac{M_{\text{E}}}{{R_{\text{D}}}^2} = \frac{v^2}{R_{\text{D}}} \quad \text{soit, après simplification} \quad v = \sqrt{\frac{GM_{\text{E}}}{R_D}}$$

La période de révolution est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi R_{\text{D}}$. Le mouvement étant uniforme :

$$v = \frac{L}{T} \quad \text{soit} \quad T_{\text{D}} = \frac{2\pi R_{\text{D}}}{v} = \frac{2\pi R_{\text{D}}}{\sqrt{\dfrac{GM_{\text{E}}}{R_{\text{D}}}}} = 2\pi R_{\text{D}}\sqrt{\frac{R_{\text{D}}}{GM_{\text{E}}}} \text{ soit } T_{\text{D}} = 2\pi\sqrt{\frac{{R_{\text{D}}}^3}{GM_{\text{E}}}}$$

Ainsi :

$$\frac{{T_{\text{D}}}^2}{{R_{\text{D}}}^3} = \frac{4\pi^2}{GM_{\text{E}}}$$

ce qui conduit à :

$$M_{\text{E}} = \frac{4\pi^2 {R_{\text{D}}}^3}{G{T_{\text{D}}}^2} \; soit \; \frac{M_{\text{E}}}{M_{\text{P}}} = \frac{4\pi^2 {R_{\text{D}}}^3}{M_{\text{P}}G{T_{\text{D}}}^2} = \frac{4\pi^2(3,60\times10^7)^3}{1,31\times10^{22}\times6,67\times10^{-11}\times(1,30\times10^6)^2} = 1,25$$

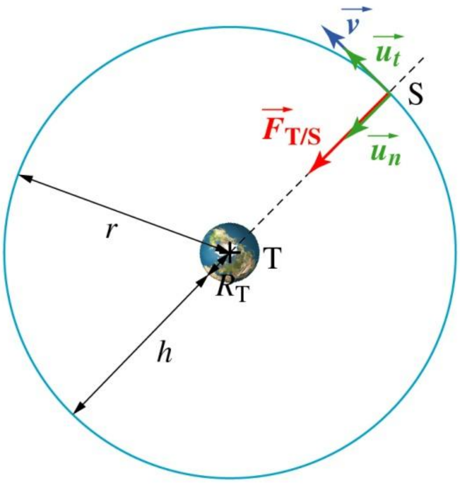
Eris a une masse de l'ordre de celle de Pluton. La découverte d'Eris a donc logiquement entraîné une modification de statut de Pluton afin de classer Pluton dans la même catégorie qu'Eris.

Exercices de synthèse

26. Application des lois de Newton

D'après la loi d'interaction gravitationnelle, S étant ponctuel et la Terre à répartition sphérique de masse :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = +G\frac{mM_T}{r^2}\overrightarrow{u_n} \quad (1)$$



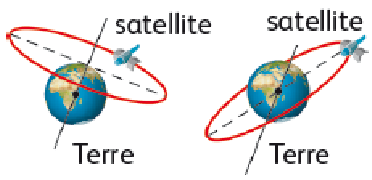
Deuxième loi de Newton

En considérant que m est constante, l'application de deuxième loi de Newton dans le référentiel géocentrique galiléen donne la relation :

$$\overrightarrow{F_{T/S}} = m \cdot \overrightarrow{a_S} \ (2)$$

Étude du plan de la trajectoire

Les trajectoires ci-dessous ne peuvent donc convenir :



En effet, la relation (2) précédente implique que l'accélération et la force de gravitation sont colinéaires. Or, la trajectoire de la figure de gauche ne permet pas de respecter cette condition. L'accélération doit être contenue dans le plan de la trajectoire circulaire ; elle ne peut également pas passer par le centre de la Terre comme $\overrightarrow{F_{T/S}}$ (1).

D'autre part, pour être immobile dans un référentiel terrestre, le satellite doit rester immobile par rapport à un point de la surface de la Terre et donc tourner dans un plan parallèle ou confondu avec celui de la trajectoire de ce point. Ce plan doit donc être perpendiculaire à l'axe des pôles. La trajectoire de la figure de droite ne convient pas non plus.
Finalement, le mouvement d'un satellite géostationnaire s'effectue dans le plan équatorial de la Terre.

<u>Accélération, vitesse et période</u>

Les relations (1) et (2) conduisent à :

$$\overrightarrow{a_S} = G\frac{M_T}{r^2}\overrightarrow{u_n} \quad \text{soit} \quad \overrightarrow{a_S} = G\frac{M_T}{(R_T+h)^2}\overrightarrow{u_n}$$

Dans le repère de Frenet (S, $\overrightarrow{u_t}$, $\overrightarrow{u_n}$), on peut ainsi écrire : $\vec{a}\left|\begin{array}{l} 0 \\ G\dfrac{M_T}{r^2}\end{array}\right.$ et $\vec{a}\left|\begin{array}{l} \dfrac{dv}{dt} \\ \dfrac{v^2}{r}\end{array}\right.$

L'égalité des coordonnées de $\vec{a}$ sur (S, $\overrightarrow{u_n}$) conduit à la relation :

$$G\frac{M_T}{r^2} = \frac{{v_S}^2}{r} \quad \text{soit, après simplification} \quad v_S = \sqrt{\frac{GM_T}{R_T+h}}$$

T est la période de révolution. C'est la durée de parcours d'une circonférence de longueur $L = 2\pi r$. Le mouvement étant uniforme :

$$v_S = \frac{L}{T} \text{ soit } T = \frac{2\pi r}{v_S} = \frac{2\pi r}{\sqrt{\dfrac{GM_T}{r}}} = 2\pi r\sqrt{\frac{r}{GM_T}} \text{ soit } T = 2\pi\sqrt{\frac{(R_T+h)^3}{GM_T}}$$

<u>Altitude</u>

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

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

$$h = \sqrt[3]{\frac{T^2GM_T}{4\pi^2}} - R_T$$

A.N. : pour être immobile dans un référentiel terrestre, le satellite doit rester immobile par rapport à un point de la surface de la Terre et donc tourner avec la même période ; la période de révolution d'un satellite géostationnaire est égale à la période de rotation de la Terre :

$$T = T_{\text{Terre}} = 23 \text{ h } 56 \text{ min } 4 \text{ s} = 86\,164 \text{ s}$$

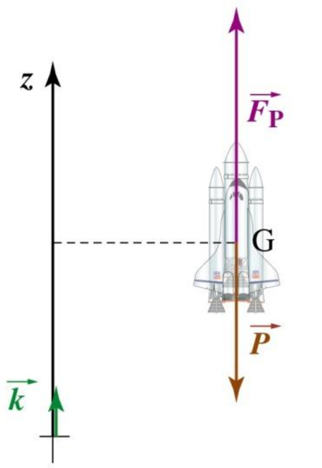
$$h = \sqrt[3]{\frac{86164^2 \times 6,67\times10^{-11} \times 5,97\times10^{24}}{4\pi^2}} - 6,38\times10^6 = 3,58\times10^7 \text{ m} \approx 36\,000 \text{ km}$$

Ainsi, un satellite géostationnaire orbite à environ 36 000 km de la surface de la Terre dans le plan équatorial de la Terre.

----

27. 1. a. On étudie tout d'abord la navette dans un référentiel terrestre considéré comme galiléen.
Au décollage, en négligeant les frottements, la navette subit :

- son poids $\vec{P}$;
- la poussée $\vec{F_P}$.



b. En négligeant la variation de masse, l'application de la deuxième loi de Newton donne :

$$\vec{P} + \vec{F_P} = m\vec{a_G}$$

En projection sur $(O, \vec{k})$, on a :

$$P_z + F_{Pz} = m{\cdot}a_z$$
$$-mg + F_P = m{\cdot}a$$

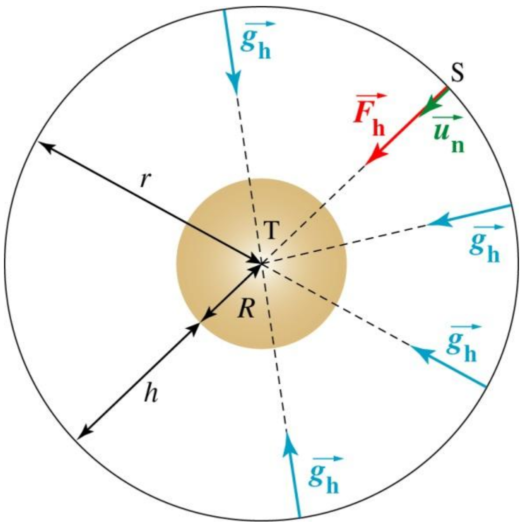
soit : $$a = \frac{F_P}{m} - g$$

A.N. : $$a = \frac{32,4\times10^6}{2,041\times10^6} - 9,8 = 6,1 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$$

c. Les conditions initiales sont pour $t_0 = 0$ s : $z(t_0) = 0$ m et $v_z(t_0) = 0$ m·s^{-1}.
En supposant l'accélération constante : $a_z = +a$.
Or, $a_z = \dfrac{dv_z}{dt}$. Par intégration, $v_z = at + C$.
D'après les conditions initiales : $v_z(t_0) = a \times 0 + C = 0$.
Ainsi, $v_z = at$.
Or $v_z = \dfrac{dz}{dt}$. Par intégration, $z = ½\, at^2 + C$.
D'après les conditions initiales $z(t_0) = 1/2\ a \times 0 + C = 0$.
Ainsi, $z = 1/2\ at^2$.
La distance parcourue pendant $t = 2$ s est :

$$d = ½ \times 6,1 \times 2^2 = 1 \times 10^1 \text{ m (12 m)}$$

2. a.



b. La navette étant satellisée, on la note S. On la considère comme étant ponctuelle et la Terre à répartition sphérique de masse.

D'après la loi d'interaction gravitationnelle :

$$\overrightarrow{F_h} = +G\frac{mM_\mathrm{T}}{r^2}\overrightarrow{u_\mathrm{n}} \quad (1)$$

Ainsi, comme $\overrightarrow{g_h} = \frac{\overrightarrow{F_h}}{m}$ alors $\overrightarrow{g_h} = G\frac{M_\mathrm{T}}{(R+h)^2}\overrightarrow{u_\mathrm{n}}$

c. D'après l'expression précédente :

$$g_h = G\frac{M_T}{(R+h)^2} \text{ et } g_0 = G\frac{M_\mathrm{T}}{(R)^2}$$

ce qui implique : $g_0R^2 = GM_\mathrm{T}$ et donc $g_h = \frac{R^2}{(R+h)^2}g_0$

d. Dans la base de Frenet (S, $\overrightarrow{u_t}$, $\overrightarrow{u_n}$), $\vec{a}\left|\begin{array}{l}\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}\\ \frac{v^2}{r}\end{array}\right.$

ce qui donne pour la navette en mouvement uniforme : $\vec{a}\left|\begin{array}{l}0\\ \frac{v^2}{r}\end{array}\right.$.

Ainsi $a = \frac{v^2}{r}$.

e. L'application de deuxième loi de Newton appliquée à la navette satellisée dans le référentiel géocentrique galiléen conduit à :

$$\overrightarrow{F_h} = m\vec{a}$$

ce qui implique :

$$F_h = ma \text{ soit } G\frac{mM_T}{r^2} = m\frac{\mathrm{v}^2}{r} \text{ soit } v^2 = G\frac{M_\mathrm{T}}{r} \Rightarrow v^2 = \frac{g_0R^2}{r} \Rightarrow v^2 = g_h\frac{(R+h)^2}{(R+h)} = g_h(R+h)$$

f. $g_h = \frac{R^2}{(R+h)^2}g_0 = \frac{(6{,}38\times10^6)^2}{(6{,}38\times10^6+296\times10^3)^2}9{,}8 = 9{,}0\ \mathrm{m\cdot s^{-2}}$

$v = \sqrt{g_h(R+h)} = \sqrt{9{,}0\times(6{,}38\times10^6+296\times10^3)} = 7{,}8\times10^3\ \mathrm{m\cdot s^{-1}}$

L'écart relatif par rapport à la donnée du texte est inférieur à 0,5 %. Les valeurs sont compatibles.

---

28. a. Pour être géostationnaire, le satellite doit rester immobile par rapport à un point de la surface de la Terre et tourner donc dans un plan parallèle ou confondu avec celui de la trajectoire de ce point dans le référentiel géocentrique. Il faut donc $I = 0°$.

D'autre part, le satellite doit rester immobile par rapport à un point de la surface de la Terre et tourne donc avec la même période ; la période de révolution d'un satellite géostationnaire est égale à la période de rotation de la Terre :

$$T_\mathrm{S} = T_\mathrm{Terre} = 23 \text{ h } 56 \text{ min } 4 \text{ s} = 86\,164 \text{ s}$$

Les deux conditions précédentes sont remplies par Météosat :

$$I = 0° \text{ et } T = 14\,36 \text{ min} = 1436 \times 60 = 8{,}616 \times 10^4 \text{ s}$$

b. Dans le référentiel géocentrique, le plan de la trajectoire des satellites NOAA est fixe alors que la Terre tourne autour de l'axe des pôles. Une caméra placée à bord du satellite voit la Terre « défiler » d'où le nom de satellites à défilement.
Si on note T la période de révolution du satellite, α l'angle de rotation de la Terre pendant la durée T ; la Terre effectue une rotation de 2π pendant la durée T_{Terre} = 1 436 min.

Donc, pendant T : $\alpha = \dfrac{2\pi T}{T_{Terre}}$.

Notons M_1 le point de la surface de la Terre lors du premier passage et M_2 celui survolé lors du passage suivant. La distance d recherchée est la longueur de l'arc :

$$d = M_1M_2 = \alpha R_{\text{T}} = \frac{2\pi T}{T_{\text{Terre}}} R_{\text{T}}$$

$$\text{A.N. : } d = \frac{2\pi \times 100}{1436} \times 6{,}38 \times 10^3 = 2{,}79 \times 10^3 \text{ km}$$

c. $T = 2\pi\sqrt{\dfrac{r^3}{GM_{\text{T}}}}$ implique $T = 2\pi\sqrt{\dfrac{(R_{\text{T}}+h)^3}{GM_{\text{T}}}}$

d'où : $T^2 = 4\pi^2\dfrac{(R_{\text{T}}+h)^3}{GM_{\text{T}}} \Rightarrow (R_{\text{T}}+h) = \sqrt[3]{\dfrac{T^2GM_{\text{T}}}{4\pi^2}} \Rightarrow h = \sqrt[3]{\dfrac{T^2GM_{\text{T}}}{4\pi^2}} - R_{\text{T}}$

Pour un satellite géostationnaire :

$$h = \sqrt[3]{\frac{(1436\times 60)^2 \times 6{,}67\times 10^{-11} \times 5{,}97\times 10^{24}}{4\pi^2}} - 6{,}38\times 10^6 = 3{,}58\times 10^7 \text{ m}$$

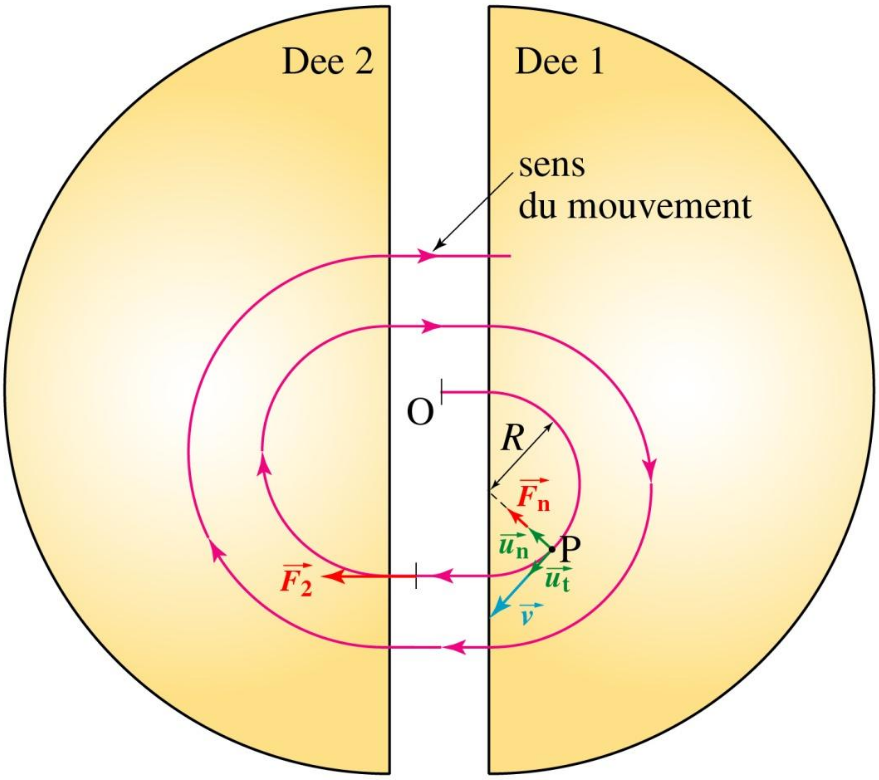
Pour un satellites NOAA :

$$h = \sqrt[3]{\frac{(100\times 60)^2 \times 6{,}67\times 10^{-11} \times 5{,}97\times 10^{24}}{4\pi^2}} - 6{,}38\times 10^6 = 7{,}45\times 10^5 \text{ m}$$

---

29. *Dans le manuel élève, une erreur a été corrigée dans le texte : la valeur de la force magnétique est $|q|vB$ et non de $|q|\vec{v}B$, la flèche sur v a été supprimée.*

a. On étudie dans le référentiel terrestre, galiléen pendant la durée d'étude, la particule P chargée. Dans un dee, P est supposée être soumise uniquement à la force magnétique notée $\vec{F_m}$. D'après le document, cette force magnétique est radiale (direction confondue avec le rayon de la trajectoire de P dans le dee) et centripète (orientée vers le centre de la trajectoire).



c. En considérant que la masse *m* de P constante et l'application de deuxième loi de Newton à P dans un dee donne la relation $\overrightarrow{F_m} = m.\vec{a}$ (1).

Dans le repère de Frenet (P, $\vec{u}_t$, $\vec{u}_n$), on peut ainsi écrire : $\overrightarrow{F_m}\left|\begin{array}{l} 0 \\ +F_m = |q|vB \end{array}\right.$ et $\vec{a}\left|\begin{array}{l} \dfrac{dv}{dt} \\ \dfrac{v^2}{R} \end{array}\right.$

La projection de (1) sur (P, $\vec{u}_t$) conduit à la relation $0 = m\dfrac{dv}{dt}$ soit $\dfrac{dv}{dt} = 0$ à chaque instant du mouvement de P dans un dee soit *v* = cte : le mouvement de la particule est uniforme dans un dee.

c. La projection de (1) sur (P, $\vec{u}_n$) conduit à la relation $|q|vB = m\dfrac{v^2}{R}$ soit $R = \dfrac{mv}{|q|B}$.

Entre les dees, la particule est soumise à une force électrique qui l'accélère. Sa vitesse augmente donc le rayon de la trajectoire dans un dee augmente d'un dee au suivant.

d. Pendant un demi-tour, P parcourt une demi-circonférence de longueur $L = \pi R$. Le mouvement étant uniforme :

$$v = \frac{L}{t_{1/2}} \text{ soit } t_{1/2} = \frac{\pi R}{v} = \frac{\pi \dfrac{mv}{|q|B}}{v} = \frac{\pi m}{|q|B}$$

La fréquence est : $f = \dfrac{1}{T} =$ avec $T = 2t_{1/2}$ soit $f = \dfrac{|q|B}{2\pi m}$

e. *m*, *q*, *B* étant constant, la fréquence est constante et ne dépend pas de *v* : inutile d'adapter la fréquence à la vitesse de la particule.

f. Pour conserver une trajectoire fixe, R doit rester constant en dépit de l'augmentation de *v*. D'après $R = \frac{mv}{|q|B}$, le champ magnétique doit donc augmenter si *v* augmente pour maintenir R constant.

----

29. Rédiger une synthèse de documents

Rédiger une synthèse de documents (ou de connaissances) consiste à extraire des informations de documents ou de connaissances et à les mettre en relation pour répondre à une problématique. Elle est parfois guidée, ce qui n'est pas le cas ici.
La rédaction d'une synthèse ne fait pas appel à d'autres sources, comme le dictionnaire ou Internet. Les documents, le cours et la culture générale suffisent à sa rédaction.

Les tableaux suivants regroupent les éléments attendus dans la synthèse et permet également de construire un barème de correction.

Le barème de notation peut être le suivant.

Synthèse satisfaisante		**Synthèse non satisfaisante**		**Aucune synthèse**	
Les éléments scientifiques sont présents (documents et connaissances) et mis en relation ; ils permettent de répondre à la problématique. La réponse est organisée sous forme d'une synthèse correctement rédigée.	Des éléments scientifiques solides sont présents mais de manière incomplète ou ils sont tous présents mais non mis en relation. La réponse est organisée et correctement rédigée.	Des éléments scientifiques solides et bien choisis mais non mis en relation La réponse est organisée et correctement rédigée.	Des éléments scientifiques incomplets ou mal choisis et mis en relation La réponse est organisée sous forme de synthèse et correctement rédigée.	Des éléments scientifiques corrects.	Pas d'éléments scientifiques corrects.
5 points	**4 points**	**3 points**	**2 points**	**1 point**	**0 point**

Eléments attendus	**Exemples**	
Eléments scientifiques : docs et connaissances	1. Explication de ce qu'est un rendez-vous orbital	Docs 4 et 5 : rencontre organisée (avec amarrage) entre deux vaisseaux spatiaux.
	2. Situation imposée : même plan d'orbite pour le chasseur et la cible	Docs 2 et 3 : changer de plan coûte trop cher ⇨ chasseur et cible sont en mouvement dans un même plan.
	3. Les impossibilités évidentes avec explications	Docs 1, 2 et 3 + connaissances : s'immobiliser (donc faire demi-tour) ou ralentir sur la même orbite + explication (gravitation, lien entre v et la distance satellite-planète,…).
	4. Solution pour que le chasseur atteigne la cible.	Docs 3, 5 et connaissances : modification de vitesse et troisième loi de Kepler. Changer de période permet de changer d'altitude et d'orbite.
	5. Difficultés de l'opération	Doc 5 : L'amarrage nécessite à un instant donné la même position et la même vitesse ⇨ il faut déterminer avec précision : - l'instant du changement de vitesse pour atteindre la cible ; - celui de reprise d'une vitesse égale à celle de la cible (vitesse relative du chasseur/à la cible nulle lors de l'amarrage ou docking.
Rédaction	Structure et documents cités	Introduction : contexte (rdv cité en 4 par exemple) + présentation des deux objectifs. Développement et conclusion.
	Extraction des informations :	
	- pertinence	Absence d'information non nécessaire et place de l'information utile correcte dans l'argumentation.
	- exactitude	Pas de déformation de l'information (ne pas lui faire dire autre chose et encore moins le contraire).
	- intégralité	Toutes les informations à extraire sont présentes (ici 1,2, 3, 4, 5).
	Expression	Orthographe, formulation, argumentation (cause → conséquence), paraphrase évitée (ou copier/coller), concision (30 lignes max.).
	Lien	Liaison logique entre les différentes parties (pas de 1, 2, 3…) + mise en relation des informations pour répondre à la problématique.
	Réponse à la problématique	Réponse claire mettant en évidence la compréhension du sujet traité.
