EXERCICE II : OBSERVATION DES SATELLITES DE NEPTUNE PAR LA SONDE VOYAGER 2 (5,5 points)

Neptune est le dernier et le plus lointain des mondes géants que la sonde Voyager 2 nous fit découvrir. Cette planète porte le nom du dieu romain de la mer. Les photographies de la planète, par leur couleur bleu sombre, justifient pleinement cette association avec la mer.
Voyager 2 survola Neptune et ses satellites les 24 et 25 août 1989.
Neptune possède plusieurs satellites : Triton et Néréide figurent parmi les satellites les mieux connus.
William Lassel a découvert Triton un mois après la découverte de la planète. C'est un satellite gros comme la Lune ; il mesure environ 4 200 km de diamètre. Il fait partie des plus gros satellites du système solaire après Ganymède, Titan et Callisto. L'orbite de Triton est circulaire autour du centre de Neptune.
Découvert en 1949, Néréide est au contraire assez petit (320 km de diamètre) et a une orbite très elliptique, la plus allongée de tous les satellites. Néréide met 360 jours pour boucler son orbite.
Voyager 2 a permis de localiser six nouveaux satellites entre Neptune et Triton.

D'après un article publié sur le site du Club Astro Antares.

Données :

Neptune : masse : $M_N = 1{,}025 \times 10^{26}$ kg

Triton : masse : $M_1 = 2{,}147 \times 10^{22}$ kg
rayon orbital : $R_1 = 3{,}547 \times 10^5$ km
période de révolution : $T_{rev} = 5{,}877$ jours solaires
période de rotation : $T_{rot} = 5{,}877$ jours solaires
vitesse orbitale : $v_0 = 4$ km.s^{-1}.

Néréide : demi-longueur du grand-axe : $a = 5513 \times 10^3$ km

Constante de gravitation : $G = 6{,}67 \times 10^{-11}$ m^3.kg^{-1}.s^{-2}

1 jour solaire = 86 400 s.

Dans tout l'exercice, on considère que la planète Neptune et ses satellites sont des corps dont la répartition des masses est à symétrie sphérique. Les rayons ou les demi-grands-axes des orbites sont supposés grands devant les dimensions de Neptune ou de ses satellites.

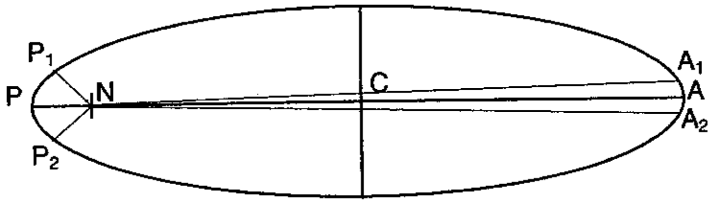
1. Le mouvement des satellites

1.1. *D'après le texte, « Néréide est au contraire assez petit (320 km de diamètre) et a une orbite très elliptique ».* Choisir parmi les propositions suivantes le référentiel dans lequel est décrite cette orbite :
a. héliocentrique b. néreidocentrique c. neptunocentrique d. géocentrique

1.2. Énoncer les première et deuxième lois de Képler appliquées au cas étudié ici.

1.3. Placer sur la figure 1 donnée en **ANNEXE page 11 à rendre avec la copie**, la demi-longueur a du grand axe de Néréide.

1.4. On considère les aires balayées par le segment reliant Neptune à Néréide pendant une même durée en différents points de l'orbite. Sur la figure ci-dessous, elles correspondent aux aires des surfaces formées par les points N, P_1 et P_2 autour du péricentre P d'une part et N, A_1 et A_2 autour de l'apocentre A d'autre part.



1.4.1. Quelle relation relie ces aires ?

1.4.2. Comparer alors les vitesses de Néréide aux points A et P.

1.5. On souhaite déterminer la période de révolution T_{ner} de Néréide.

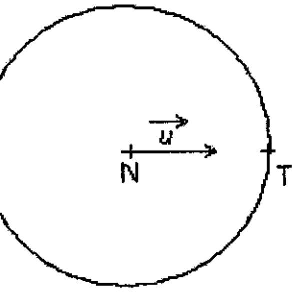
1.5.1. Énoncer la troisième loi de Képler.

1.5.2. Calculer la valeur de $\frac{T_{rev}{}^2}{R_1{}^3}$ en $m^2.s^{-3}$.

1.5.3. À l'aide des questions précédentes, en déduire la période de révolution T_{ner} de Néréide. Puis comparer à la valeur donnée dans le texte.

2. Le mouvement de Triton

L'orbite de Triton est circulaire. On appelle N le centre d'inertie de Neptune, T le centre d'inertie de Triton et $\vec{u}$ vecteur unitaire de direction (NT).



2.1. En utilisant les notations de l'énoncé et de la figure ci-dessus, donner l'expression vectorielle de la force gravitationnelle $\vec{F}$ exercée par Neptune sur son satellite Triton et calculer sa valeur numérique.

2.2. Le mouvement de Triton étant uniforme, en appliquant la deuxième loi de Newton établir l'expression littérale de sa vitesse V sur son orbite en fonction des grandeurs M_N, R_1 et G.

2.3. Calculer cette vitesse V et la comparer à celle donnée dans l'énoncé.

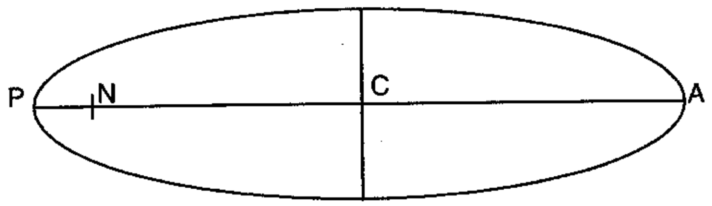
2.4. Montrer que la période de révolution de Triton T_{rev} peut s'exprimer en fonction de M_N, R_1 et G.

2.5. Calculer la valeur de T_{rev} et comparer à la valeur donnée par l'énoncé.

ANNEXE DE L'EXERCICE II : OBSERVATION DES SATELLITES DE NEPTUNE PAR LA SONDE VOYAGER 2

1. Le mouvement des satellites

Question 1.3. et question 1.4.2.



N : centre de Neptune

C : centre de l'ellipse

P : Péricentre de Néréide

A : Apocentre de Néréide

Figure 1 : Schéma simple et légendé de l'orbite de Néréide

EXERCICE II : LE CERCLE DES PLANÈTES DISPARUES (5 points)

La planète Pluton, découverte par l'américain Clyde Tombaugh en 1930, était considérée comme la neuvième planète de notre système solaire.
Le 5 janvier 2005, une équipe d'astronomes a découvert sur des photographies prises le 21 octobre 2003 un nouveau corps gravitant autour du Soleil. Provisoirement nommé 2003 UB313, cet astre porte maintenant le nom d' Éris du nom de la déesse grecque de la discorde.
La découverte d'Éris et d'autres astres similaires (2003 EL61, 2005 FY9...) a été le début de nombreuses discussions et controverses acharnées entre scientifiques sur la définition même du mot « planète ».
Au cours d'une assemblée générale, le 24 août 2006 à Prague, 2500 astronomes de l'Union Astronomique Internationale (UAI) ont décidé à main levée de déclasser Pluton comme planète pour lui donner le rang de « planète naine » en compagnie d'Éris et de Cérès (gros astéroïde situé entre Mars et Jupiter).

1. Orbite d'Éris

Éris parcourt une orbite elliptique autour du Soleil avec une période de révolution T_E valant environ 557 années terrestres.

Données :

Période de révolution terrestre : T_T = 1,00 an
Période de révolution de Pluton : T_P = 248 ans

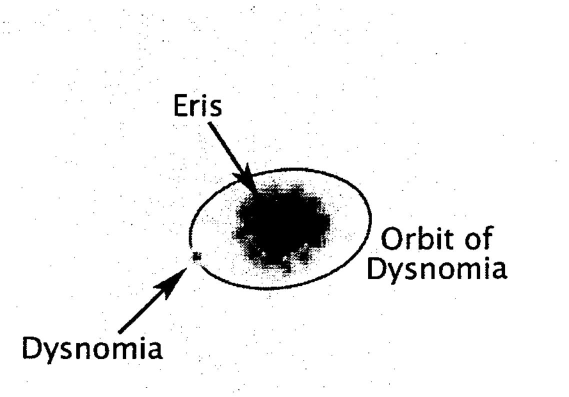
1.1. Énoncer précisément la troisième loi de Kepler, relative à la période de révolution d'une planète autour du Soleil, dans le cas d'une orbite elliptique.

1.2. L'orbite d'Éris se situe-t-elle au-delà ou en-deçà de celle de Pluton ? Justifier sans calcul.

2. Découverte de Dysnomia

Les astronomes ont découvert ensuite qu'Éris possède un satellite naturel qui a été baptisé Dysnomia (fille d'Éris et déesse de l'anarchie...).
Six nuits d'observation depuis la Terre ont permis de reconstituer l'orbite de Dysnomia.

On obtient la photographie ci-contre.



NASA, ESA, and M. Brown (California Institute of Technology)

Données :

M_E et M_D sont les masses respectives d'Éris et de Dysnomia

Masse de Pluton : $M_P = 1{,}31.10^{22}$ kg

Rayon de l'orbite circulaire de Dysnomia : $R_D = 3{,}60.10^{7}$ m

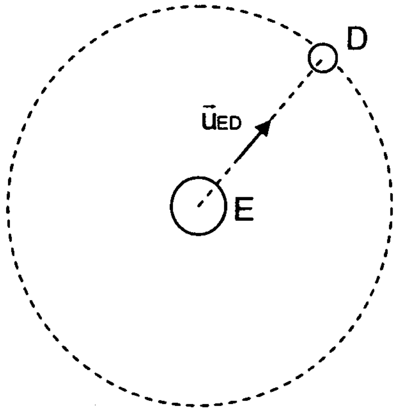
Période de révolution de Dysnomia : T_D = 15,0 jours $\approx 1{,}30.10^{6}$ s

Constante de gravitation universelle : $G = 6{,}67.10^{-11}$ $m^3.kg^{-1}.s^{-2}$

2.1. Mouvement de Dysnomia

Le mouvement de Dysnomia autour d'Éris est supposé circulaire et uniforme.

2.1.1. Définir le référentiel permettant d'étudier le mouvement de Dysnomia autour d'Éris.
Par la suite, ce référentiel sera considéré comme galiléen.



2.1.2. Établir l'expression du vecteur accélération $\vec{a}$ du centre d'inertie de Dysnomia en fonction des paramètres de l'énoncé et d'un vecteur unitaire $\vec{u}_{ED}$ représenté sur le schéma ci-contre.

2.1.3. Préciser la direction et le sens de ce vecteur accélération.

2.1.4. Montrer que la période de révolution T_D de Dysnomia a pour expression

$$T_D = 2\pi\sqrt{\frac{R_D^3}{G.M_E}}.$$

Retrouve-t-on la troisième loi de Kepler ? Justifier.

2.2. Masse d'Éris

2.2.1. Déduire de l'expression de T_D (question 2.1.4.) celle de la masse M_E d'Éris. Calculer sa valeur.

2.2.2. Calculer le rapport des masses d'Éris et de Pluton $\frac{M_E}{M_P}$. Expliquer alors pourquoi la découverte d'Éris a remis en cause le statut de planète pour Pluton.

EXERCICE II. LANCEMENT D'UN SATELLITE MÉTÉOROLOGIQUE (5,5 points)

Le centre spatial de Kourou a lancé le 21 décembre 2005, avec une fusée Ariane 5, un satellite de météorologie de seconde génération baptisé MSG-2. Tout comme ses prédécesseurs, il est placé sur une orbite géostationnaire à 36000 km d'altitude. Opérationnel depuis juillet 2006, il porte maintenant le nom de Météosat 9.
Les satellites de seconde génération sont actuellement les plus performants au monde dans le domaine de l'imagerie météorologique. Ils assureront jusqu'en 2018 la fourniture de données météorologiques, climatiques et environnementales.

D'après plusieurs sites Internet.

L'objectif de cet exercice est d'étudier plusieurs étapes de la mise en orbite de ce satellite.
Les parties 1, 2 et 3 de cet exercice sont indépendantes.
Certaines aides au calcul peuvent comporter des résultats ne correspondant pas au calcul à effectuer.

Partie 1. Décollage de la fusée Ariane 5

Pour ce lancement, la fusée Ariane 5 a une masse totale M. Sa propulsion est assurée par un ensemble de dispositifs fournissant une force de poussée verticale constante $\vec{F}$. Tout au long du décollage, on admet que la valeur du champ de pesanteur g est également constante. On étudie le mouvement du système { fusée } dans le référentiel terrestre supposé galiléen et on choisit un repère (O, $\vec{j}$) dans lequel $\vec{j}$ est un vecteur unitaire vertical dirigé vers le haut et porté par l'axe Oy.
À l'instant $t_0 = 0$ s, Ariane 5 est immobile et son centre d'inertie G est confondu avec l'origine O.
On utilise les notations :

a valeur de l'accélération du centre d'inertie de la fusée, avec $\vec{a} = a_y\,\vec{j} = a\,\vec{j}$

v valeur de la vitesse de son centre d'inertie, avec $\vec{v} = v_y\,\vec{j} = v\,\vec{j}$

y valeur de la position de son centre d'inertie, avec $\overrightarrow{OG} = y\,\vec{j}$

Données :
Masse totale de la fusée $M = 7{,}3 \times 10^{5}$ kg
Force de poussée $F = 1{,}16 \times 10^{7}$ N
Intensité de pesanteur $g = 10$ m.s^{-2}

1.1. Cas idéal

Dans ce cas, on supposera que seuls le poids $\vec{P}$ et la force de poussée $\vec{F}$ agissent sur la fusée. Pendant la durée de fonctionnement, on admettra que la masse de la fusée reste constante.

1.1.1. Sans faire de calcul, représenter ces forces sur un schéma pendant le décollage.

1.1.2. En appliquant une loi de Newton au système { fusée }, trouver l'expression littérale de la valeur *a* de l'accélération dès que la fusée a quitté le sol.

1.1.3. Calculer la valeur de cette accélération *a*.

1.1.4. *Pendant le lancement, on suppose que la valeur de l'accélération reste constante.* Déterminer l'équation horaire de la valeur *v(t)* de la vitesse.

1.1.5. En déduire l'équation horaire de la valeur *y(t)* de la position.

1.1.6. *La trajectoire ascensionnelle de la fusée reste verticale jusqu'à la date $t_1 = 6{,}0$ s.* Quelle distance la fusée a-t-elle parcourue depuis son décollage ?

Aide au calcul	
$1{,}16 \times 7{,}3 \approx 8{,}5$	
$\dfrac{1{,}16}{7{,}3} \approx 1{,}6 \times 10^{-1}$	$\dfrac{7{,}3}{1{,}16} \approx 6{,}3$

1.2. Cas réel

Au cours de ce lancement, Ariane 5 a en fait parcouru un peu moins de 90 m pendant les 6 premières secondes.

Citer un phénomène permettant d'interpréter cette donnée.

Dans la suite de l'exercice, on suppose que la Terre est une sphère de centre T, de masse M_T, de rayon R_T et qu'elle présente une répartition de masse à symétrie sphérique. On assimile par ailleurs le satellite à son centre d'inertie S. L'étude de son mouvement se fait dans un référentiel géocentrique supposé galiléen.

Données :

Masse de la Terre : $M_T = 6,0 \times 10^{24}$ kg

Rayon de la Terre : $R_T = 6,4 \times 10^{3}$ km

Constante de gravitation universelle : $G = 6,67 \times 10^{-11}$ $kg^{-1} . m^3.s^{-2}$

Partie 2. Mise en orbite basse du satellite

La mise en orbite complète du satellite MSG-2 de masse $m = 2,0 \times 10^{3}$ kg s'accomplit en deux étapes. Dans un premier temps, il est placé sur une orbite circulaire à vitesse constante v_S à basse altitude $h = 6,0 \times 10^{2}$ km autour de la Terre et il n'est soumis qu'à la force gravitationnelle exercée par la Terre.

On choisit un repère (S, $\vec{t}$, $\vec{n}$) dans lequel $\vec{t}$ est un vecteur unitaire tangent à la trajectoire dans le sens du mouvement et $\vec{n}$ un vecteur unitaire perpendiculaire à la trajectoire orienté vers le centre de la Terre.

2.1. Donner l'expression vectorielle de la force gravitationnelle $\overrightarrow{F_{T/S}}$ exercée par la Terre sur le satellite en fonction des données.

2.2. En appliquant une loi de Newton, trouver l'expression du vecteur accélération $\overrightarrow{a_S}$ du centre d'inertie du satellite.

2.3. Sans souci d'échelle, représenter sur un schéma, à un instant de date *t* quelconque, la Terre, le satellite, le repère (S, $\vec{t}$, $\vec{n}$) ainsi que le vecteur accélération $\vec{a}_S$.

2.4. Déterminer l'expression de la vitesse v_S du centre d'inertie du satellite. Vérifier que sa valeur est de l'ordre de $7,6 \times 10^{3}$ m.s^{-1} sur son orbite basse.

Aide au calcul			
$1,24 \times 6,1 \approx 7,6$	$6,67 \times 6,0 \approx 4,0 \times 10^{1}$	$\sqrt{\frac{6,0}{4,0}} \approx 1,2$	$\sqrt{\frac{4,0}{7,0}} \approx 7,6 \times 10^{-1}$

2.5. *On note T le temps mis par le satellite pour faire un tour autour de la Terre.*

Comment appelle t-on cette grandeur ? Montrer qu'elle vérifie la relation $T^2 = \dfrac{4\pi^2 (R_T + h)^3}{G.M_T}$.

Partie 3. Transfert du satellite en orbite géostationnaire

Une fois le satellite MSG-2 placé sur son orbite circulaire basse, on le fait passer sur une orbite géostationnaire à l'altitude $h' = 3,6 \times 10^{4}$ km. Ce transit s'opère sur une orbite de transfert qui est elliptique. Le schéma de principe est représenté sur la figure 6 page 7.

Le périgée P est sur l'orbite circulaire basse et l'apogée A est sur l'orbite définitive géostationnaire.

À un moment convenu, lorsque le satellite est au point P de son orbite circulaire basse, on augmente sa vitesse de façon bien précise : il décrit ainsi une orbite elliptique de transfert afin que l'apogée A de l'ellipse soit sur l'orbite géostationnaire définitive. On utilise pour cela un petit réacteur qui émet en P, pendant un très court instant, un jet de gaz donnant au satellite l'impulsion nécessaire.

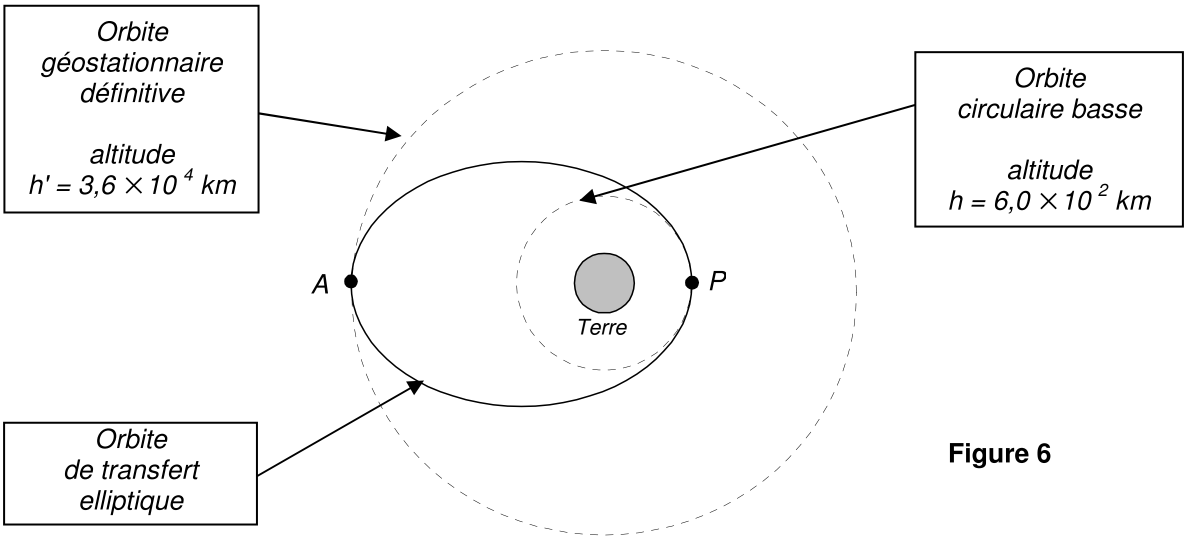


Figure 6

3.1. Énoncer la deuxième loi de Kepler, ou "loi des aires".

3.2. Montrer, en s'aidant éventuellement d'un schéma, que la vitesse du satellite MSG-2 n'est pas constante sur son orbite de transfert. Préciser en quels points de son orbite de transfert sa vitesse est :

- maximale ;
- minimale.

3.3. Exprimer la distance AP en fonction de R_T, h et h'. Montrer que $AP = 4,9 \times 10^7$ m.

3.4. *Dans le cas de cette orbite elliptique, la durée de révolution pour faire un tour complet de l'orbite vaut T ' = 10h 42min.*

Déterminer la durée minimale Δt du transfert du satellite MSG-2 du point P de son orbite basse au point A de son orbite géostationnaire définitive.

3.5. *Le satellite étant arrivé au point A, on augmente à nouveau sa vitesse pour qu'il décrive ensuite son orbite géostationnaire définitive. Le lancement complet du satellite est alors achevé et le processus permettant de le rendre opérationnel peut débuter.*

Expliquer pourquoi il est judicieux de lancer les satellites géostationnaires d'un lieu proche de l'équateur comme Kourou en Guyane.