EXERCICE I. ÉTUDE DE SATELLITES D'OBSERVATION

Les satellites d'observation sont des objets spatiaux en orbite circulaire autour de la Terre. Leur mission principale est d'effectuer des observations de l'atmosphère, des océans, des surfaces émergées et des glaces, et de transmettre à une station terrestre les données ainsi obtenues.

1. ENVISAT : un satellite circumpolaire.

C'était le plus gros satellite européen d'observation lors de son lancement le 1er mars 2002. Ses capteurs peuvent recueillir des données à l'intérieur d'une bande de largeur au sol de 3000 km permettant une observation biquotidienne de l'ensemble de la planète.

Données : *Constante de gravitation universelle : $G = 6{,}67 \times 10^{-11}$ USI*

ENVISAT :
- *masse : m = 8200 kg*
- *altitude moyenne : h = 800 km*
- *orbite contenue dans un plan passant par les pôles*

TERRE :
- *masse : $M = 5{,}98 \times 10^{24}$ kg*
- *rayon : $R = 6{,}38 \times 10^{3}$ km*
- *période de rotation propre : 1436 minutes*

On rappelle l'expression de la valeur de la force d'interaction gravitationnelle entre deux corps de masse m_A et m_B , de centres A et B, de répartition de masse à symétrie sphérique, distants de d = AB :

$$F = G.\frac{m_A m_B}{d^2}$$

1.1.1. Représenter sur la **figure 1 de l'*ANNEXE À RENDRE AVEC LA COPIE*** la force d'interaction gravitationnelle exercée par la Terre (sa répartition de masse étant supposée à symétrie sphérique) sur le satellite supposé ponctuel et noté S. Donner l'expression vectorielle de cette force en représentant le vecteur unitaire choisi sur la figure 1.

1.1.2. Calculer la valeur de cette force.

1.2.En considérant la seule action de la Terre, établir l'expression vectorielle de l'accélération du satellite dans le référentiel géocentrique, supposé galiléen, en fonction de *M, h* et *R*.

1.3.**Sur la figure *2* de l'*ANNEXE À RENDRE AVEC LA COPIE,*** représenter, sans souci d'échelle, le vecteur accélération à trois dates différentes correspondant aux positions A, B et C du satellite.

1.4.Montrer que, dans le cas d'un mouvement circulaire, dont on admettra sans démonstration qu'il est uniforme,

la vitesse du satellite a pour expression : $v = \sqrt{\dfrac{GM}{R+h}}$.

1.5.Calculer la vitesse du satellite en $km.s^{-1}$.

1.6.Donner l'expression de la période de révolution du satellite en fonction de sa vitesse et des caractéristiques de la trajectoire *R* et *h*. Puis calculer sa valeur.

2. METEOSAT 8 : un satellite géostationnaire.

Ce *satellite a été lancé par ARIANE 5 le 28 août 2002. Il est opérationnel depuis le 28 janvier 2004.*
La position d'un satellite géostationnaire parait fixe aux yeux d'un observateur terrestre. Situé à une altitude H voisine de 36000 km, il fournit de façon continue des informations couvrant une zone circulaire représentant environ 42% de la surface de la Terre.

2.1. Donner les trois conditions à remplir par METEOSAT 8 pour qu'il soit géostationnaire.

2.2. Troisième loi de Képler dans le cas général d'une trajectoire elliptique :

Pour tous les satellites, le rapport entre le carré de la période de révolution T et le cube du demi-grand axe r de sa trajectoire est le même : $\frac{T^2}{r^3}$ *= constante = K.*

Dans le cas d'une trajectoire circulaire r correspond au rayon de la trajectoire.
En utilisant les réponses aux questions 1.4 et 1.6, établir l'expression de la constante *K* en fonction de *G* et *M* pour les satellites étudiés. Calculer *K* dans le système international d'unités.

2.3. En déduire, pour METEOSAT 8, la valeur de *R+H*, puis celle de *H.*

2.4. *La mise en place du satellite sur l'orbite géostationnaire s'effectue en plusieurs étapes.*
Tout d'abord, ARIANE 5 amène le satellite hors de l'atmosphère et le largue sur une orbite de transfert. L'orbite de transfert parcourue par le satellite est une ellipse (voir figure 3 ***de L'ANNEXE À RENDRE AVEC LA COPIE****) dont le périgée* ***P*** *se situe à une altitude voisine de 200 km et l'apogée* ***A*** *à l'altitude de l'orbite géostationnaire voisine de 36000 km.*
Ensuite le « moteur d'apogée » du satellite lui permettra d'obtenir la vitesse nécessaire à sa mise sur orbite géostationnaire lors des passages successifs par l'apogée.

2.4.1. À l'aide des données ci-dessus, calculer la longueur *r* du demi-grand axe de la trajectoire sur cette orbite de transfert.
2.4.2. À l'aide de la troisième loi de Képler, en déduire la période *T* du satellite sur cette orbite de transfert.

ANNEXE DE L'EXERCICE I

À RENDRE AVEC LA COPIE

figure 1 :

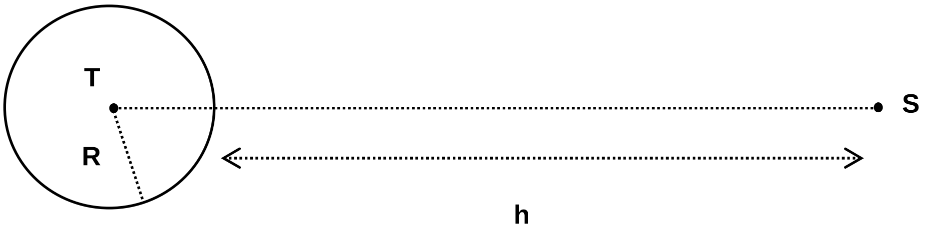

figure 2 :

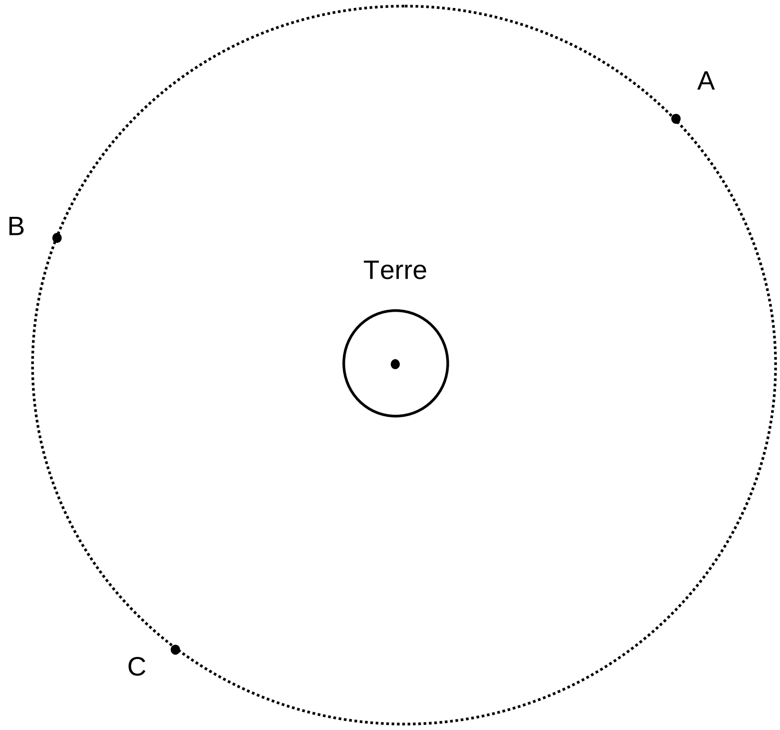

figure 3 :