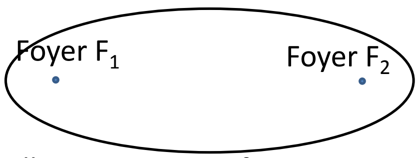
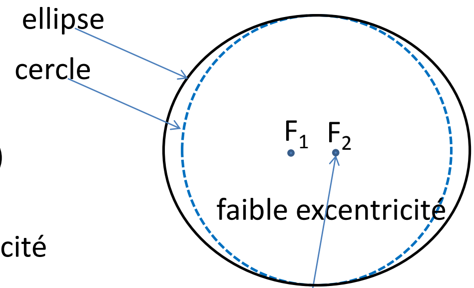
## Chapitre 15 : Mouvement des satellites et des planètes.

### I. Les lois de Képler:

1ère loi de Képler:



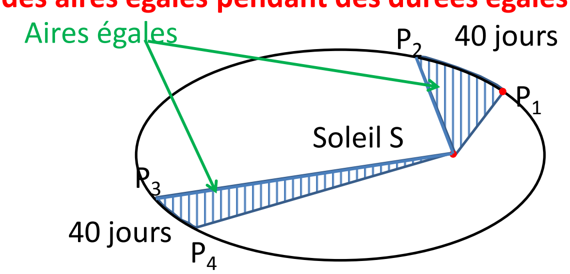

ellipse ayant une forte excentricité

Si la distance $F_1F_2$=0 alors ellipse=cercle

Dans le référentiel héliocentrique, la trajectoire du centre de gravité d'une planète est une ellipse dont le centre de gravité du Soleil est l'un des foyers.

2ème loi de Képler:

**Le segment reliant les centres de gravité du Soleil et de la planète P balaie des aires égales pendant des durées égales.**




Csq 1: la vitesse moyenne de la planète entre $P_1$ et $P_2$ est supérieure à celle entre $P_3$ et $P_4$.

Csq 2: <u>Savoir montrer que le mouvement d'un corps gravitant avec une orbite circulaire est uniforme</u>:

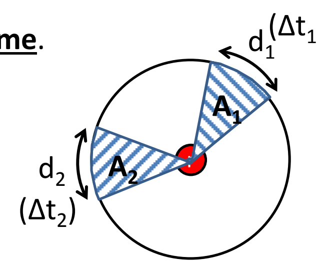
On choisit 2 arcs de cercles identiques ($d_1 = d_2$), comme il s'agit d'un cercle alors les aires $A_1$ et $A_2$ sont égales donc d'après la loi des aires $\Delta t_1 = \Delta t_2$.

Vitesse le long de l'arc $d_1$: $v_1 = \dfrac{d_1}{\Delta t_1}$

Vitesse le long de l'arc $d_2$: $v_2 = \dfrac{d_2}{\Delta t_2}$

D'après ce qui précède: $v_1 = v_2$

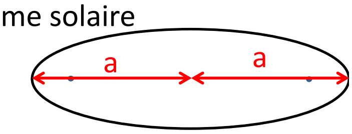
<u>Conclusion</u>: le mouvement est circulaire **<u>uniforme</u>**.




<u>$3^{ème}$ loi de Képler</u>: Pour les planètes du système solaire: $\dfrac{T^2}{a^3}$ **=constante**

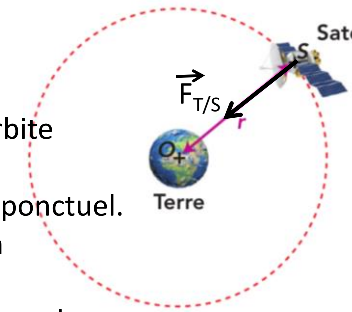
T:période de révolution d'une planète du système solaire

a: demi-grand axe de l'ellipse




$$\frac{T_{Mercure}^{2}}{a_{Mercure}^{3}} = \frac{T_{Venus}^{2}}{a_{Venus}^{3}} = \frac{T_{Terre}^{2}}{a_{Terre}^{3}} = ....$$

## II. Mouvement d'un satellite:




1. Vecteur accélération

On se place dans l'approximation d'une orbite circulaire r=OS.

Système : Satellite S de masse m supposé ponctuel.

Référentiel géocentrique supposé galiléen

BF:

Force gravitationnelle exercée par la Terre sur le satellite: $\vec{F}_{T/S}$

2ème loi de Newton:

$m.\vec{a}_G=\sum\vec{F}_{ext}$

$m.\vec{a}_G=\vec{F}_{T/S}$

Rappel :a. Valeur de la force gravitationnelle : $F_{T/S} = \dfrac{G.M_T.m}{r^2}$

G: constante de gravitation universelle ($6{,}67.10^{-11}$ SI)

$M_T$ en kg

m en kg

r en m

b. Expression vectorielle de cette force: $\vec{F}_{T/S} = \dfrac{G.M_T.m}{r^2} \times \vec{n}$

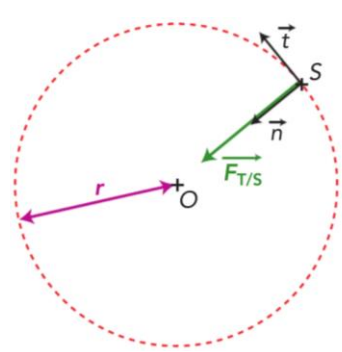
c. Accélération ds le cas d'un mouvt circulaire : $\vec{a} = \dfrac{v^2}{r} \times \vec{n} + \dfrac{dv}{dt} \times \vec{t}$

$$m.\vec{a}_G = \vec{F}_{T/S}$$

$$\cancel{m} \times \left(\frac{v^2}{r} \times \vec{n} + \frac{dv}{dt} \times \vec{t}\right) = \frac{G.M_T.\cancel{m}}{r^2} \times \vec{n}$$

Par identification, on trouve :

$$\frac{v^2}{r} = \frac{G.M_T}{r^2} \quad \text{et} \quad \frac{dv}{dt} = 0$$

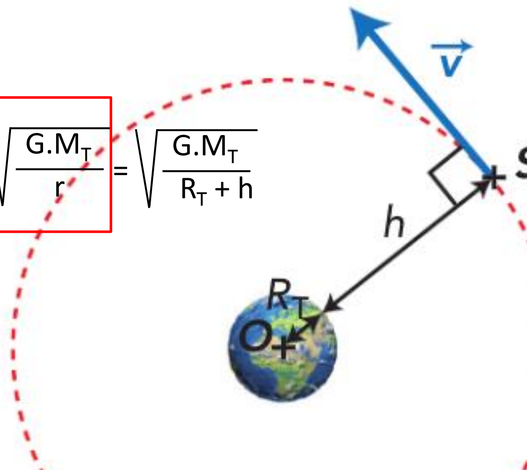


## 2. Mouvement uniforme:

$$\frac{dv}{dt} = 0 \quad \text{donc } v = \text{cste} \quad \text{Le mouvement est uniforme.}$$

## 3. Valeur de la vitesse

$$\frac{V^2}{r} = \frac{G.M_T}{r^2} \qquad \text{donc } V = \sqrt{\frac{G.M_T}{r}} = \sqrt{\frac{G.M_T}{R_T + h}}$$




## 4. Période de révolution

C'est la durée d'un tour .

$$V = \frac{2.\Pi.r}{T}$$

$$T = \frac{2.\Pi.r}{V}$$

$$T = \frac{2.\Pi.r}{\sqrt{\frac{G.M_T}{r}}}$$

$$T = 2.\Pi\sqrt{\frac{r^3}{G.M_T}}$$

## 5. 3ème loi de Képler

$$\frac{T^2}{a^3} = \text{constante}$$

$$T = 2.\Pi\sqrt{\frac{r^3}{G.M_T}}$$

$$T^2 = 4.\Pi^2.\frac{r^3}{G.M_T}$$

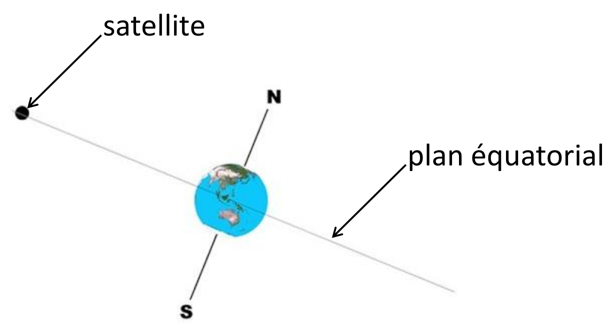
$$\frac{T^2}{r^3} = \frac{4.\Pi^2}{G.M_T}$$

$$\frac{T^2}{r^3} = \text{constante}$$

## III. Satellite géostationnaire :

### 1. Définition :

C'est un satellite immobile par rapport à la surface de la Terre :
il est immobile dans le référentiel terrestre.
Il est situé dans le plan équatorial de la Terre, il effectue un tour autour du centre de la Terre en 24h (23h 56min 4,3s)).




### 2. Altitude d'un satellite géostationnaire:

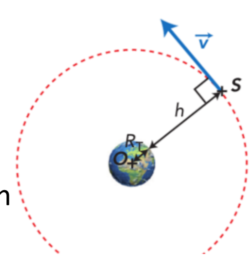
3ème loi de Kepler: $\dfrac{T^2}{r^3} = \dfrac{4.\Pi^2}{G.M_T}$

$$r^3 = \frac{G.M_T.T^2}{4.\,\Pi^2}$$

$$r = \left(\frac{G.M_T.T^2}{4.\,\Pi^2}\right)^{1/3}$$

T = 23h 56 min 4,3 s

T = 23x3600 +56x60 + 4,3 = 86164,3 s




$$r = \left(\frac{6{,}67.10^{-11} \times 5{,}97.10^{24} \times 86164{,}3^2}{4.\,\Pi^2}\right)^{1/3} = 4{,}21.10^7 \text{ m}$$
$$= 4{,}21.10^4 \text{ km}$$

$r = R_T + h$

$h = r - R_T = 4{,}21.10^4 - 6371 = 3{,}57.10^4$ km → altitude : 36 000 km