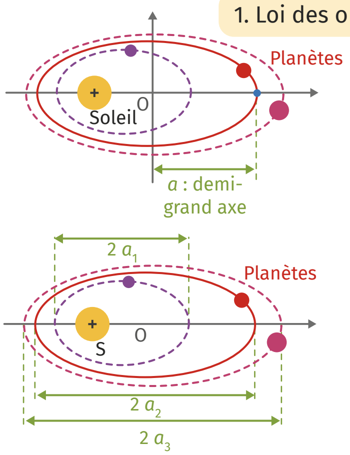
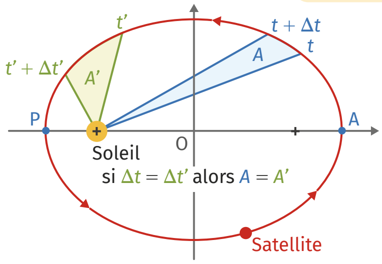
Trois lois de Kepler

Lois de Kepler

1. Loi des orbites



2. Loi des aires

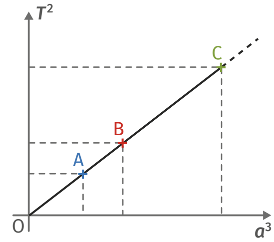


3. Loi des périodes

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

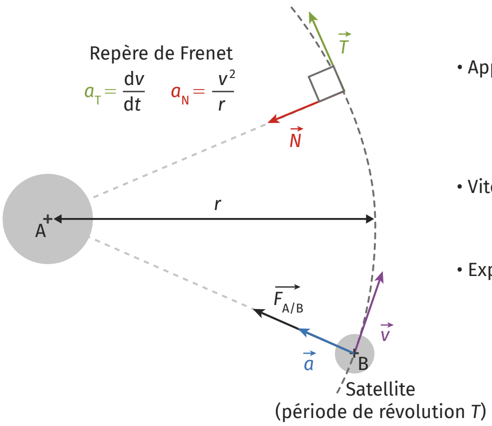
$$\frac{T_A^{\,2}}{a_A^{\,3}} = \frac{T_B^{\,2}}{a_B^{\,3}} = \frac{T_C^{\,2}}{a_C^{\,3}}$$

Le tracé de $T^2 = f(a^3)$ est une droite linéaire passant par l'origine



Caractéristiques du mouvement d'un satellite en orbite circulaire

Approximation du mouvement circulaire



- Mouvement circulaire uniforme

$$\vec{a} = \vec{a}_N = \frac{v^2}{r} \cdot \vec{N} \quad (\vec{a} \text{ est centripète})$$

- Application 2e loi de Newton

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} \quad (\vec{a} \text{ est centripète})$$

$v =$ cste : mouvement uniforme

- Vitesse orbitale

$$v = \frac{2\,\pi \cdot r}{T}$$

- Expression de la constante de la 3e loi de Kepler

$$\frac{T^2}{r^3} = \text{cste} = \frac{4\,\pi^2}{G \cdot M}$$

d'où $T = 2\,\pi \cdot \sqrt{\frac{r^3}{G \cdot M}}$ ou $r = \sqrt[3]{\frac{G \cdot M \cdot T^2}{4\,\pi^2}}$

Satellite géostationnaire

- Immobile depuis un observateur terrestre
- Contenu dans le plan équatorial de la Terre
- Altitude $h = 36\,000$ km
- Période de révolution $T = 24$ h

Éléments essentiels de la modélisation et limites

Ce modèle permet de :

- déterminer les vecteurs vitesse et accélération d'un satellite ou d'une planète ;
- montrer que le mouvement du satellite est uniforme dans l'approximation d'une trajectoire circulaire ;
- déterminer la masse de l'astre attracteur à partir du rayon de l'orbite et de la période de révolution d'un satellite ;
- relier la période de révolution au rayon de l'orbite d'un satellite.

Mais il ne permet pas de :

- prendre en compte l'influence d'autres corps agissant sur le satellite ;
- prendre en compte la non-homogénéité de l'astre attracteur ;
- prendre en compte la masse non négligeable d'un satellite par rapport à celle de l'astre attracteur.