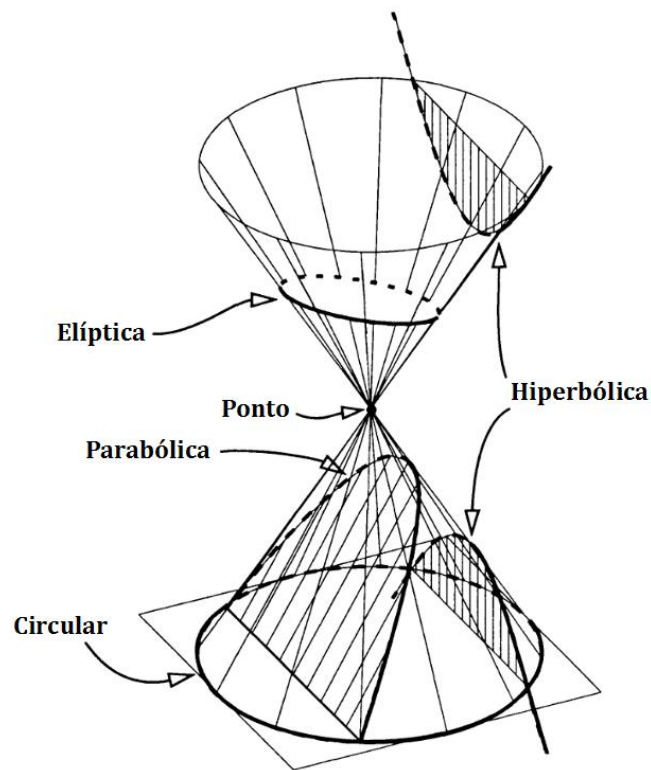


Trajetórias espaciais

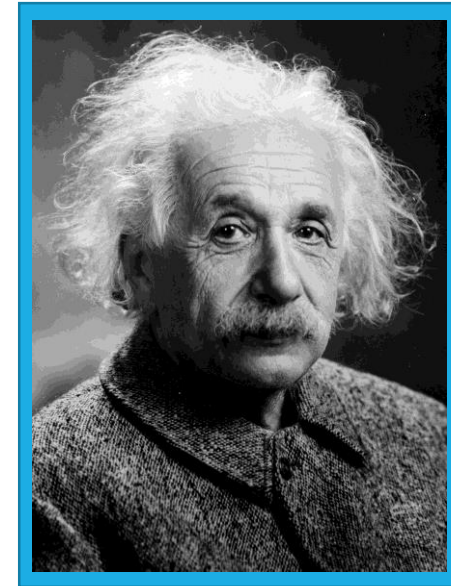
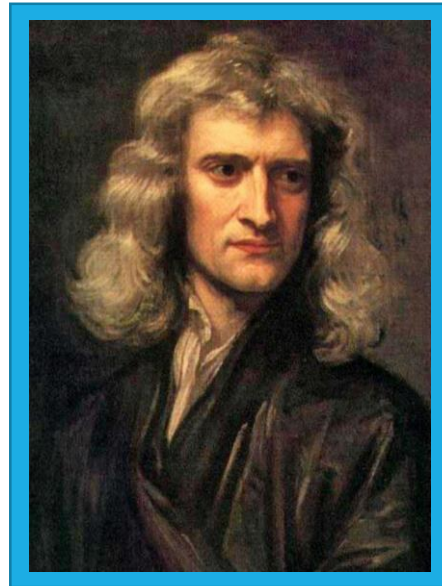
Orbitas e Perturbações orbitais

Órbitas

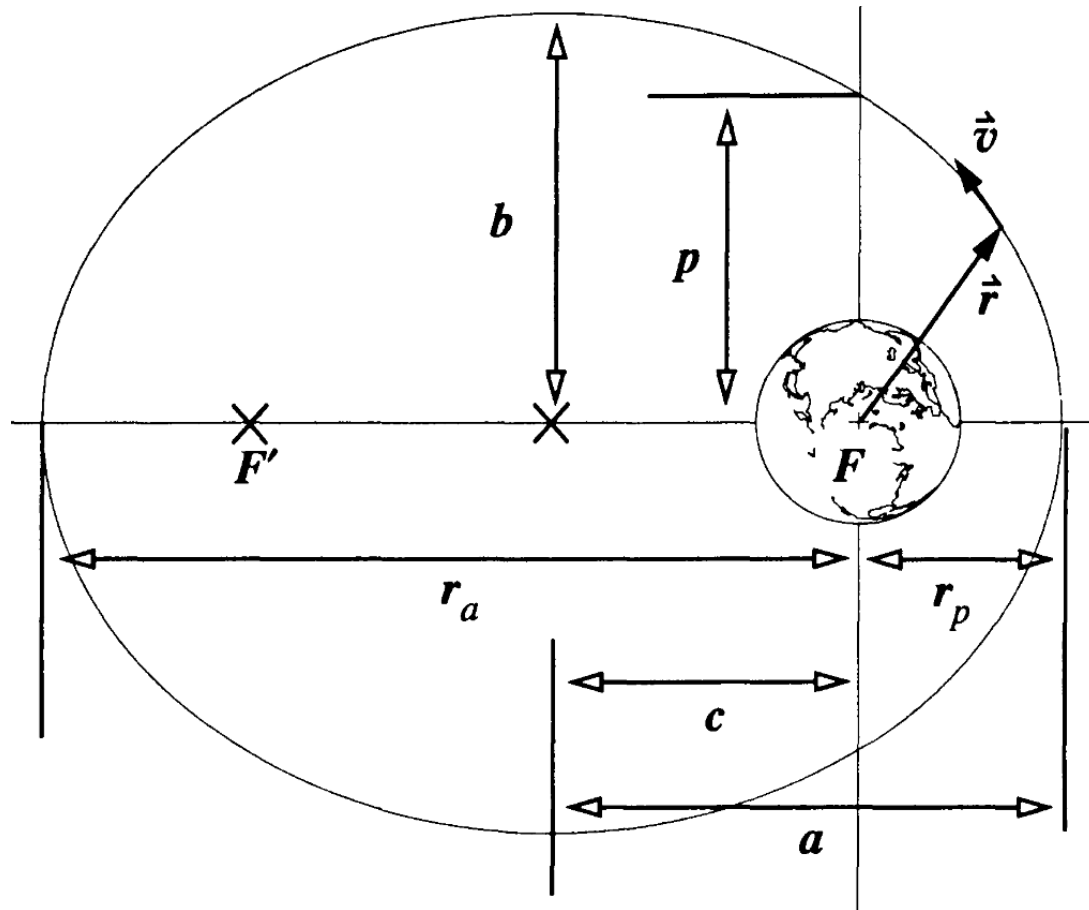
- Em mecânica orbital, órbita é definida como sendo a trajetória de um satélite em torno de um astro. Este astro pode ser um planeta, um asteroide ou uma estrela. A representatividade destas trajetórias se dá por meio de curvas e estas curvas são denominadas por cônicas. Este cone seccionado foi apresentado pela primeira vez nos trabalhos de geometria de Apolônio de Perga (262 a.C. - 194 a.C.) e ficou conhecido por cone de Apolônio.



Órbitas

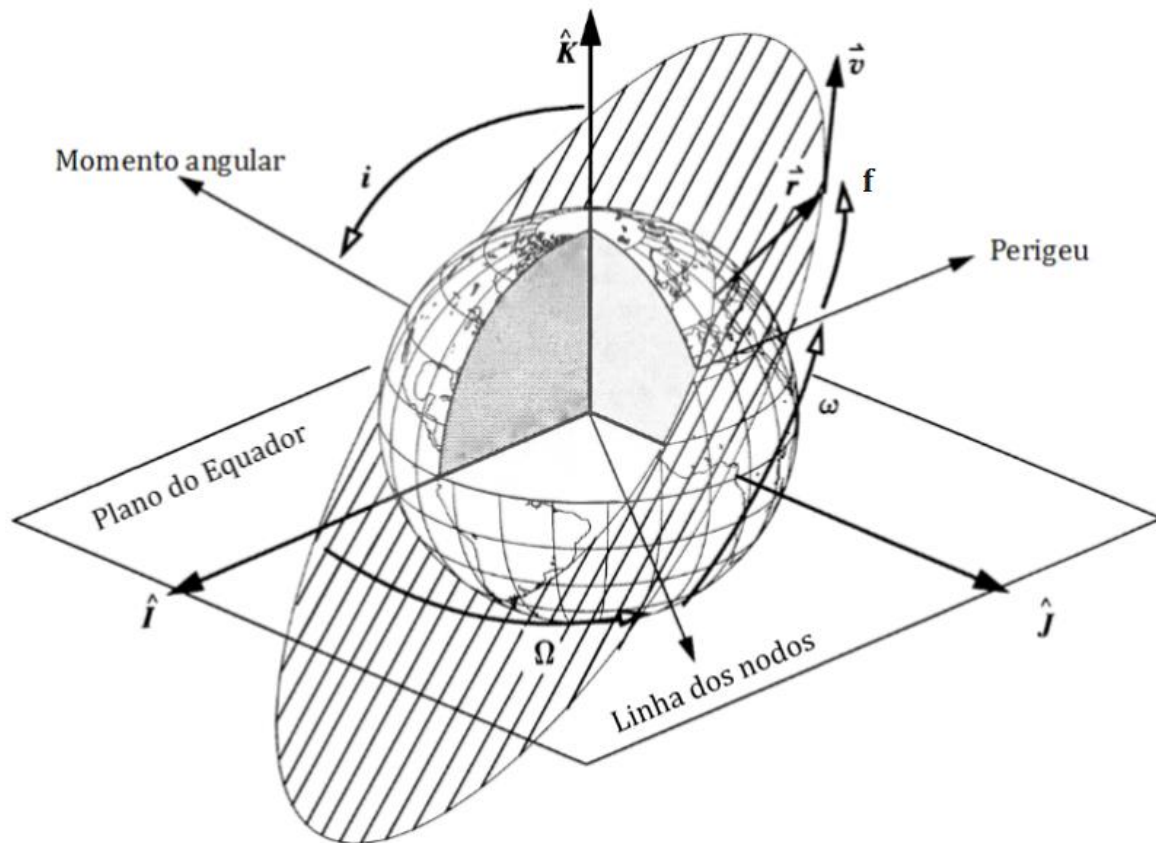


Órbita



- Órbitas podem ser descritas por meio de coordenadas cartesianas de posição e velocidade, porém são mais comumente utilizados os parâmetros orbitais ou elementos keplerianos, sendo eles:
 - i) Semi-eixo maior (a);
 - ii) Excentricidade (e);
 - iii) Inclinação (i);
 - iv) Ascensão reta do nodo ascendente (Ω);
 - v) Argumento do periapside (ω);
- vi) Anomalia média (M).
- Cada um destes seis parâmetros caracteriza a órbita de um corpo celeste ou uma espaçonave.

Órbita



Órbitas podem ser descritas por meio de coordenadas cartesianas de posição e velocidade, porém são mais comumente utilizados os parâmetros orbitais ou elementos keplerianos, sendo eles:

- i) Semi-eixo maior (a);
- ii) Excentricidade (e);
- iii) Inclinação (i);
- iv) Ascensão reta do nodo ascendente (Ω);
- v) Argumento do periapside (ω);

vi) Anomalia média (M).

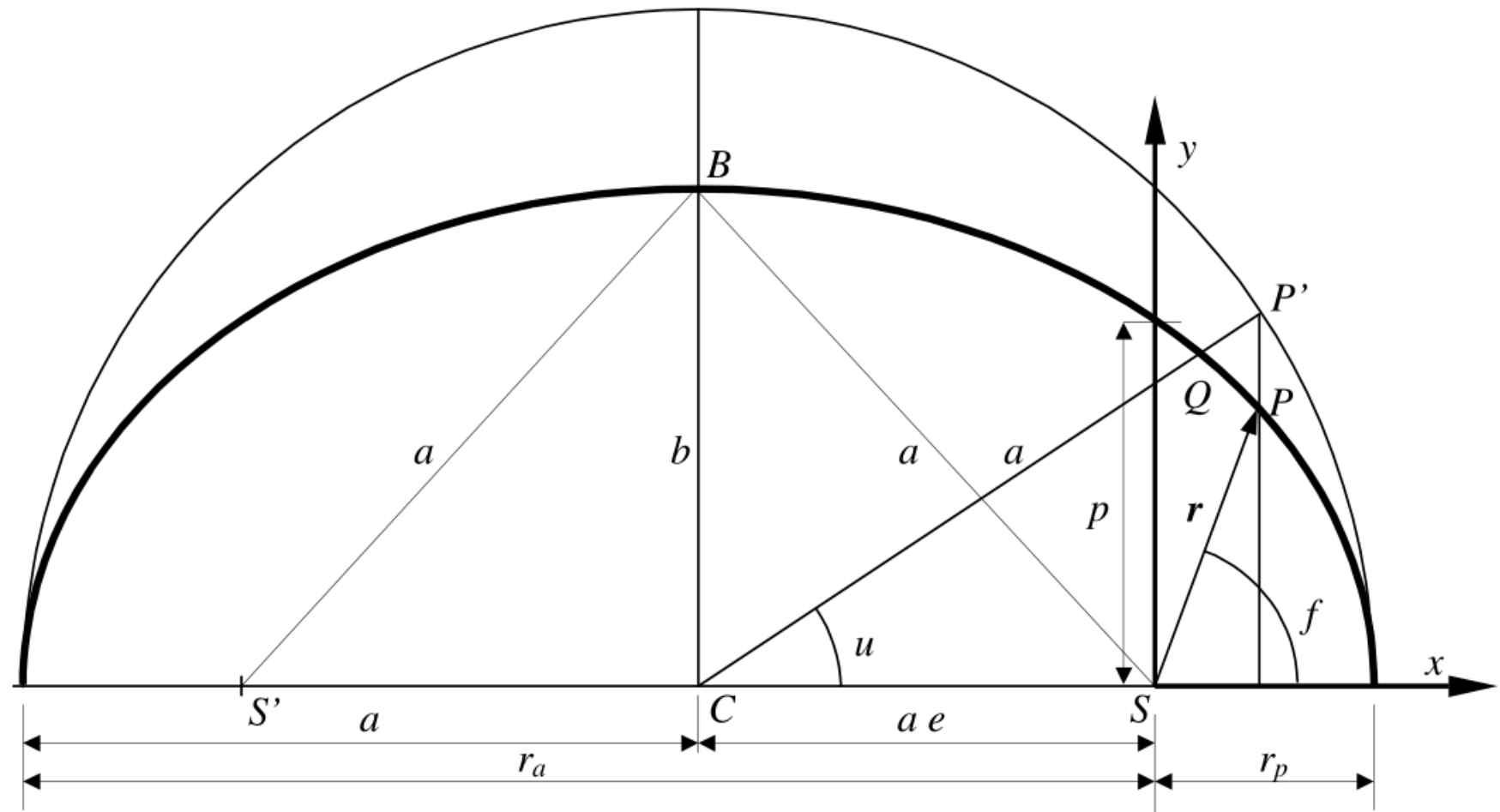
Cada um destes seis parâmetros caracteriza a órbita de um corpo celeste ou uma espaçonave.

Órbita

- $2a = r_a + r_p$;
- $r_p = a(1 - e)$;
- $r_a = a(1 + e)$;
- $ae = c$;
- $n = \left(\frac{\mu}{a^3}\right)^{1/2}$;
- $T = \frac{2\pi}{n}$;
- $M = n(t - \tau)$;
- $M = u - e \sin u$;

Onde:

- $\mu = 398600,4418 \text{ km}^3 \text{s}^{-2}$



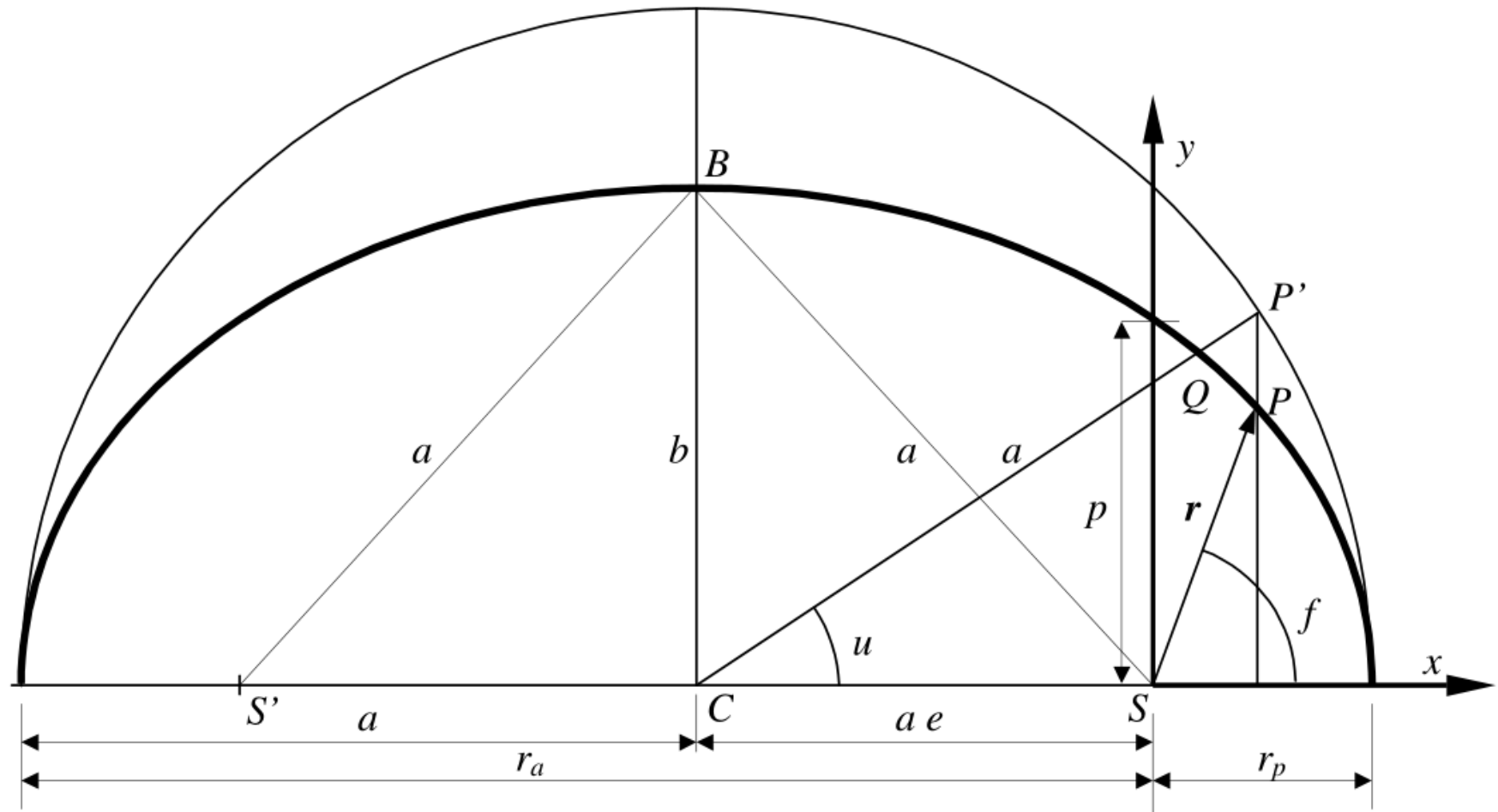
Órbita

Coordenadas de posição:

- $f = \cos^{-1} \left(\frac{\cos u - e}{1 - e \cos u} \right);$
- $x = r \cos f;$
- $x = a(\cos u - e);$
- $y = r \sin f;$
- $y = a \sin u (1 - e^2)^{1/2};$
- $r = a(1 - e \cos u);$

Coordenadas de velocidade:

- $\dot{x} = -\frac{na^2}{r} \sin u;$
- $\dot{y} = \frac{na^2}{r} \cos u (1 - e^2)^{1/2};$



Órbita

- A órbita kepleriana é uma órbita teórica, ela não representa a realidade do movimento orbital.

POR QUÊ?



Perturbações orbitais

- O realismo do movimento é descrito por uma infinidade de interações ocorridas na trajetória do satélite. A perturbação é responsável pelo desvio na trajetória do veículo com relação a sua trajetória kepleriana. Satélites em órbita estão sujeitos a perturbações externas, sendo estas de origem gravitacional e não gravitacional.

Perturbações orbitais

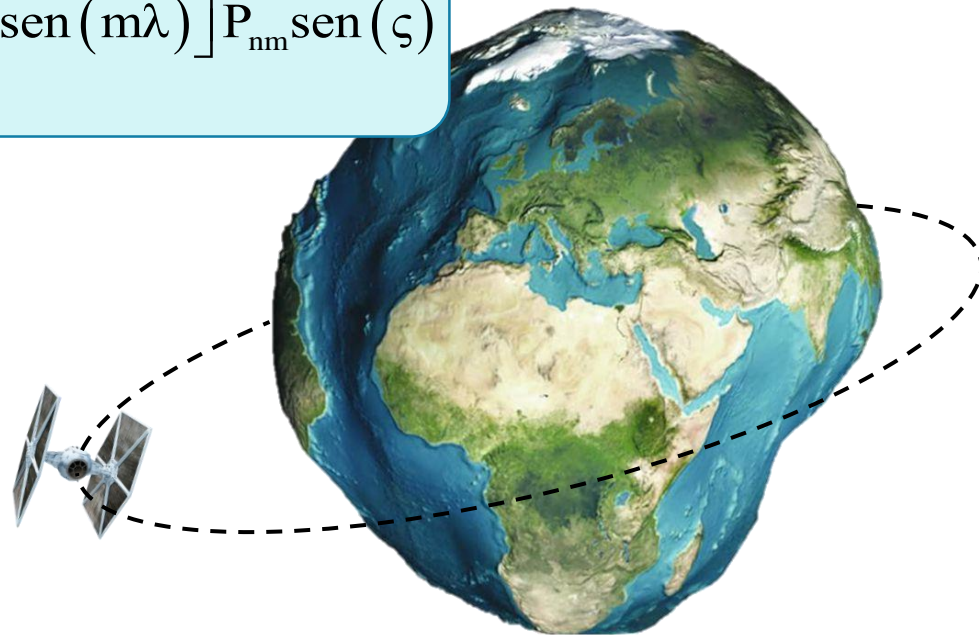
POTENCIAL GRAVITACIONAL TERRESTRE

- A perturbação do potencial gravitacional ocorre devido a não homogeneidade e simetria dos corpos celestes. Como a força gravitacional é também função da massa dos corpos, se a massa varia conforme um corpo se movimenta, ao redor desta massa não homogênea, a força gravitacional variará conforme o corpo se desloca.

Perturbações orbitais

POTENCIAL GRAVITACIONAL TERRESTRE

$$U(r, \lambda, \varsigma) = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r} \right)^n \left[C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda) \right] P_{nm} \sin(\varsigma)$$



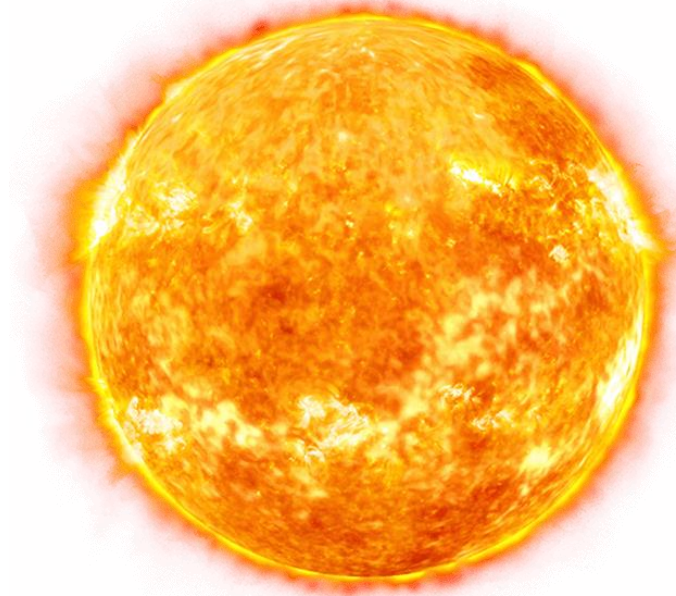
Perturbações orbitais

ATRAÇÃO GRAVITACIONAL DE OUTROS CORPOS

- A presença de outros corpos aplicada ao problema de dois corpos afeta a trajetória de objetos espaciais em estudo devido ao potencial gravitacional gerado pelo terceiro corpo. A magnitude deste potencial é função da geometria e da distribuição massa do terceiro corpo e da distância que o mesmo possui da trajetória do objeto estudado. Entretanto, os efeitos devido a presença do terceiro corpo podem ser tratados pelo problema de três corpos, onde as acelerações perturbadoras devido à atração gravitacional dos corpos são obtidas a partir da lei de gravitação de Newton.

Perturbações orbitais

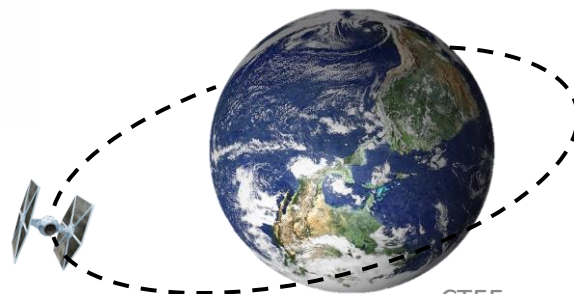
ATRAÇÃO GRAVITACIONAL DE OUTROS CORPOS



$$\frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_1 = -Gm_2 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} + Gm_3 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3}$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_2 = -Gm_3 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} + Gm_1 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3}$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \vec{r}_3 = -Gm_1 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} + Gm_2 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3}$$



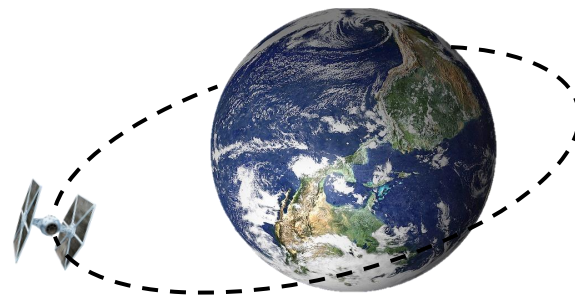
Perturbações orbitais

PRESSÃO DE RADIAÇÃO

- A pressão de radiação é o efeito causado nos satélites devido a incidência das partículas de luz em sua superfície. Quando a partícula da luz parte de sua fonte emissora, o Sol, ela carrega consigo uma quantidade de energia que está associada ao momento linear de cada partícula, que ao incidir sobre a superfície do satélite efetua a troca de quantidade de movimento por meio dessa colisão.

Perturbações orbitais

PRESSÃO DE RADIAÇÃO



$$df_a = \frac{I}{c} \left[C_a \left(-\cos(\theta) \hat{n} + \sin(\theta) \hat{s} \right) \right] \cos(\theta) dA$$

$$df_{re} = \frac{I}{c} \left[-(1 + C_{re}) \cos(\theta) \hat{n} + (1 - C_{re}) \sin(\theta) \hat{s} \right] \cos(\theta) dA$$

$$df_{rd} = \frac{I}{c} \left[- \left(\cos(\theta) + \frac{2}{3} C_{rd} \right) \hat{n} + \sin(\theta) \hat{s} \right] \cos(\theta) dA$$

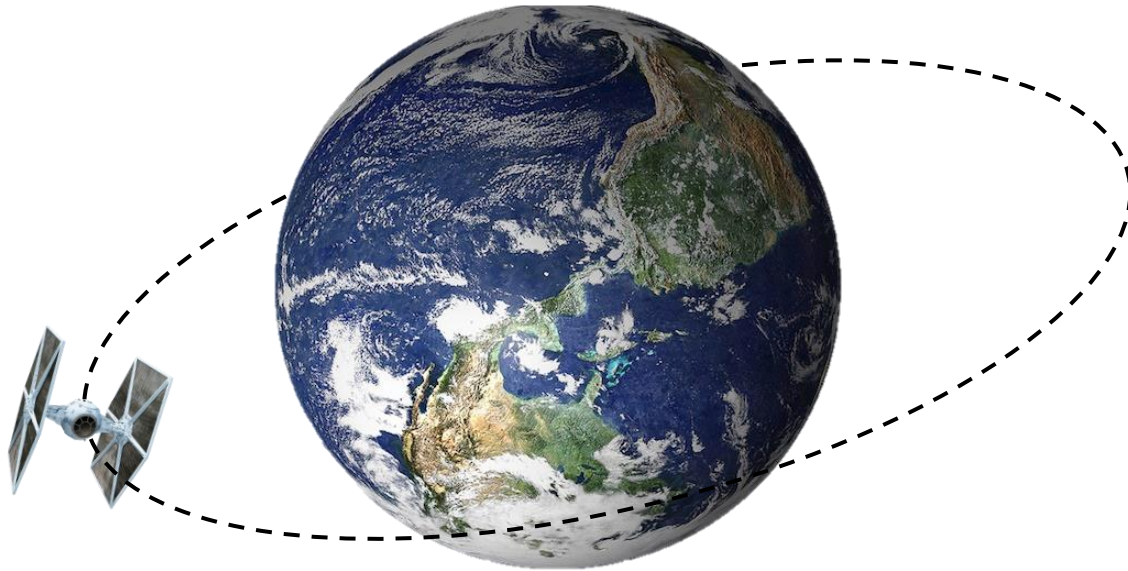
Perturbações orbitais

ARRASTO ATMOSFÉRICO

- O arrasto atmosférico é uma força de frenagem que atua no sentido oposto ao deslocamento do satélite ao longo de sua trajetória orbital. Por se tratar de uma força dissipadora, um satélite cujo o perigeu de sua órbita se encontra abaixo 1000 km passa a sofrer a influência dessa força perturbadora.

Perturbações orbitais

ARRASTO ATMOSFÉRICO



$$\vec{D}(A, \vec{v}_r) = \frac{1}{2} C_D A v_r^2 \hat{v}$$