



Curso de Inverno 2018

Introdução às Tecnologias Espaciais

Astrodinâmica

10 a 26 de julho

Diogo Merguizo Sanchez

diogo.sanchez@inpe.br



Sumário

1. Astrodinâmica - definição e contexto histórico
2. Movimento orbital - fundamentos
3. Transferências orbitais: Hohmann
4. Transferências orbitais: missões interplanetárias
5. Exemplos de algumas missões
6. O trabalho do Grupo de Astrodinâmica e Mecânica Celeste

Astrodinâmica - def. e contexto histórico

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital

Astrodinâmica - def. e contexto histórico

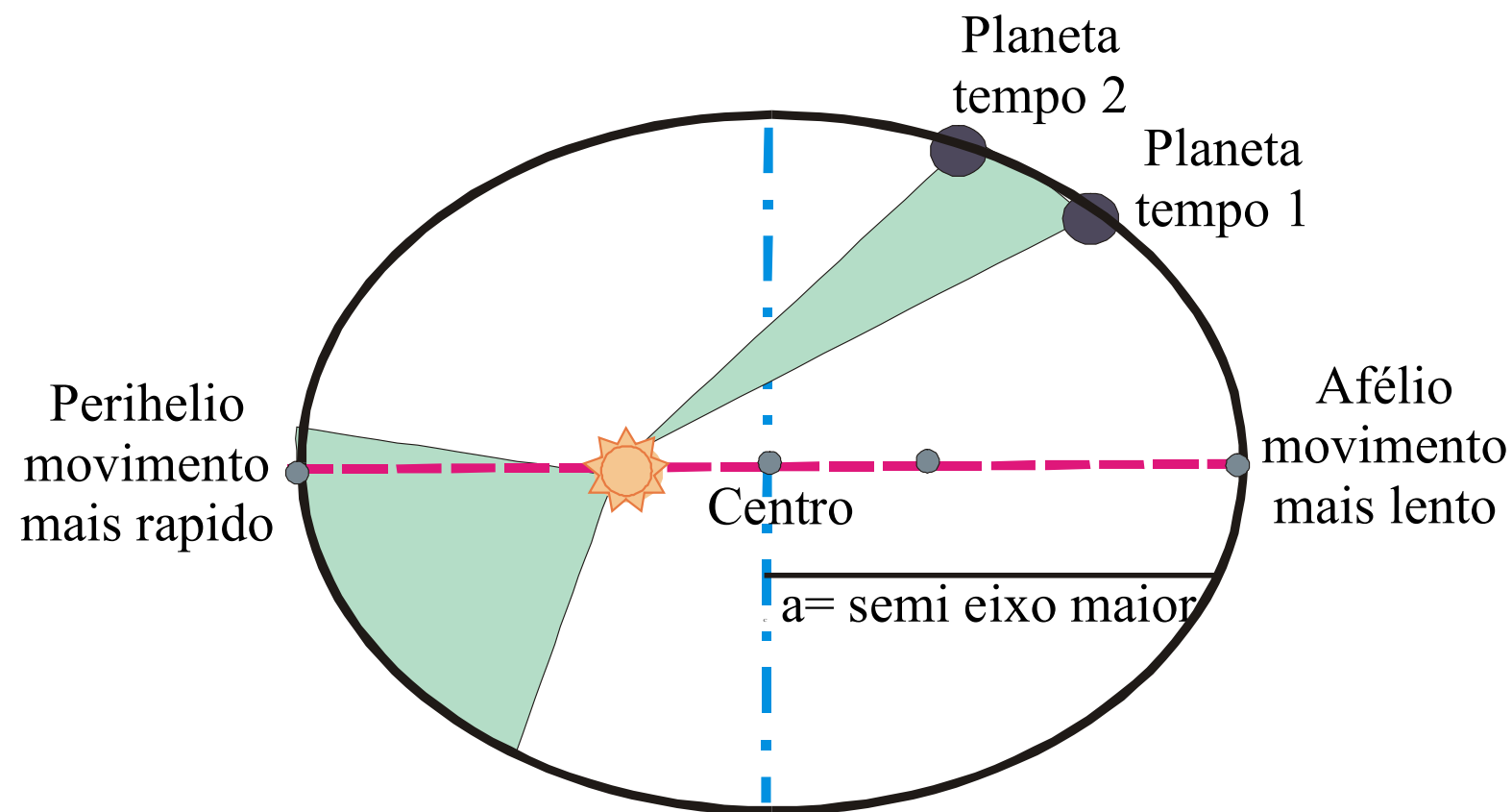
- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Tycho Brahe (1546 - 1601)
 - Johannes Kepler (1571 - 1630)
 - Newton (1642 - 1727)

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital

- Johannes Kepler (1571 - 1630)

1. A órbita de cada planeta é uma elipse, com o Sol em um dos focos



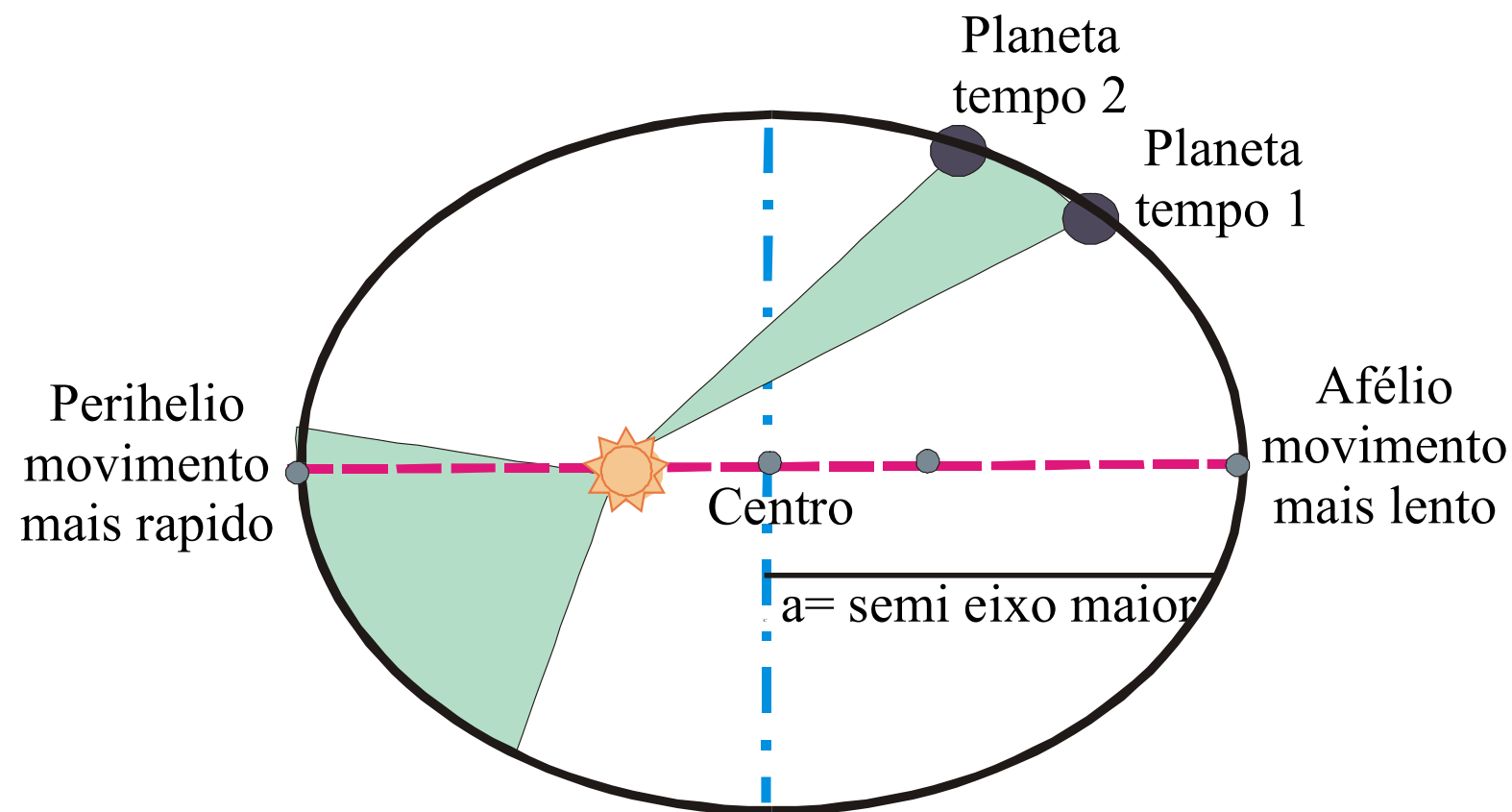
Leis de Kepler.

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital

- Johannes Kepler (1571 - 1630)

2. O planeta varre áreas iguais em períodos iguais

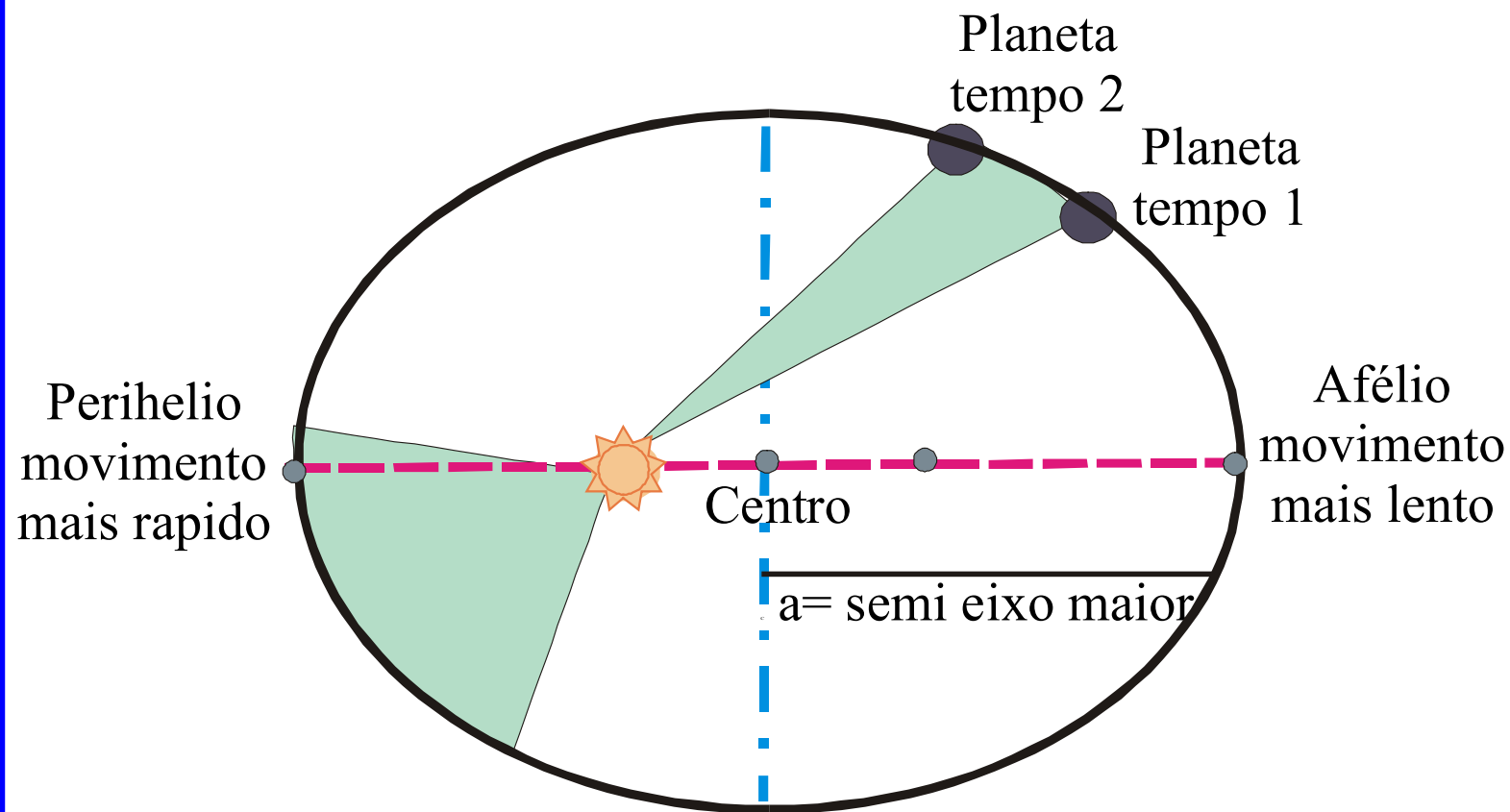


Leis de Kepler.

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Johannes Kepler (1571 - 1630)

2. O planeta varre áreas iguais em períodos iguais



Leis de Kepler.

Satélite **Molniya (молния)**

$r_p = 450 - 600 \text{ km}$

$r_a = 40000 \text{ km}$

$T = 12 \text{ h}$

Inclin. = 63.4°

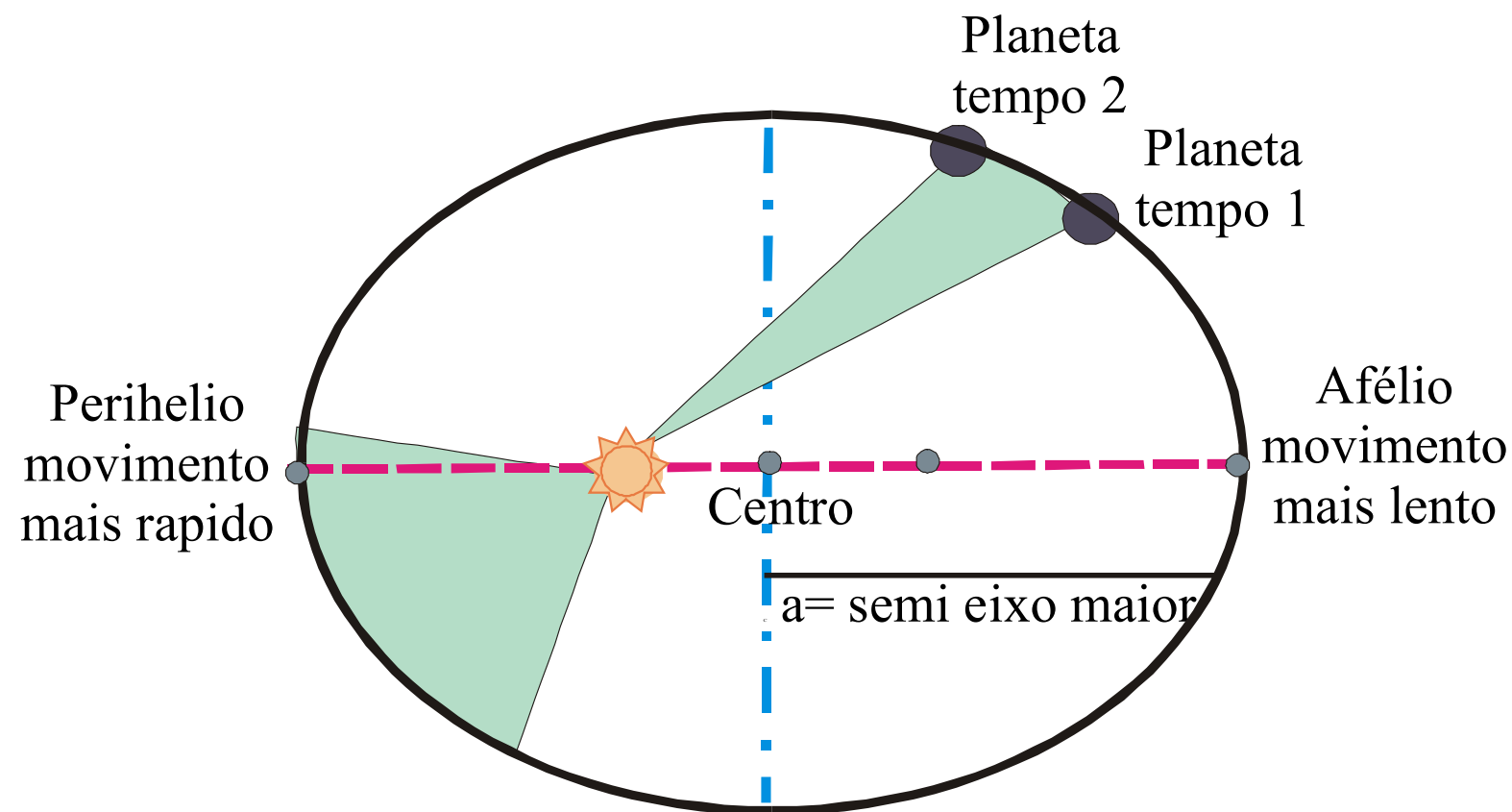


Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital

- Johannes Kepler (1571 - 1630)

3. O cubo do semi-eixo maior da órbita é proporcional a T^2



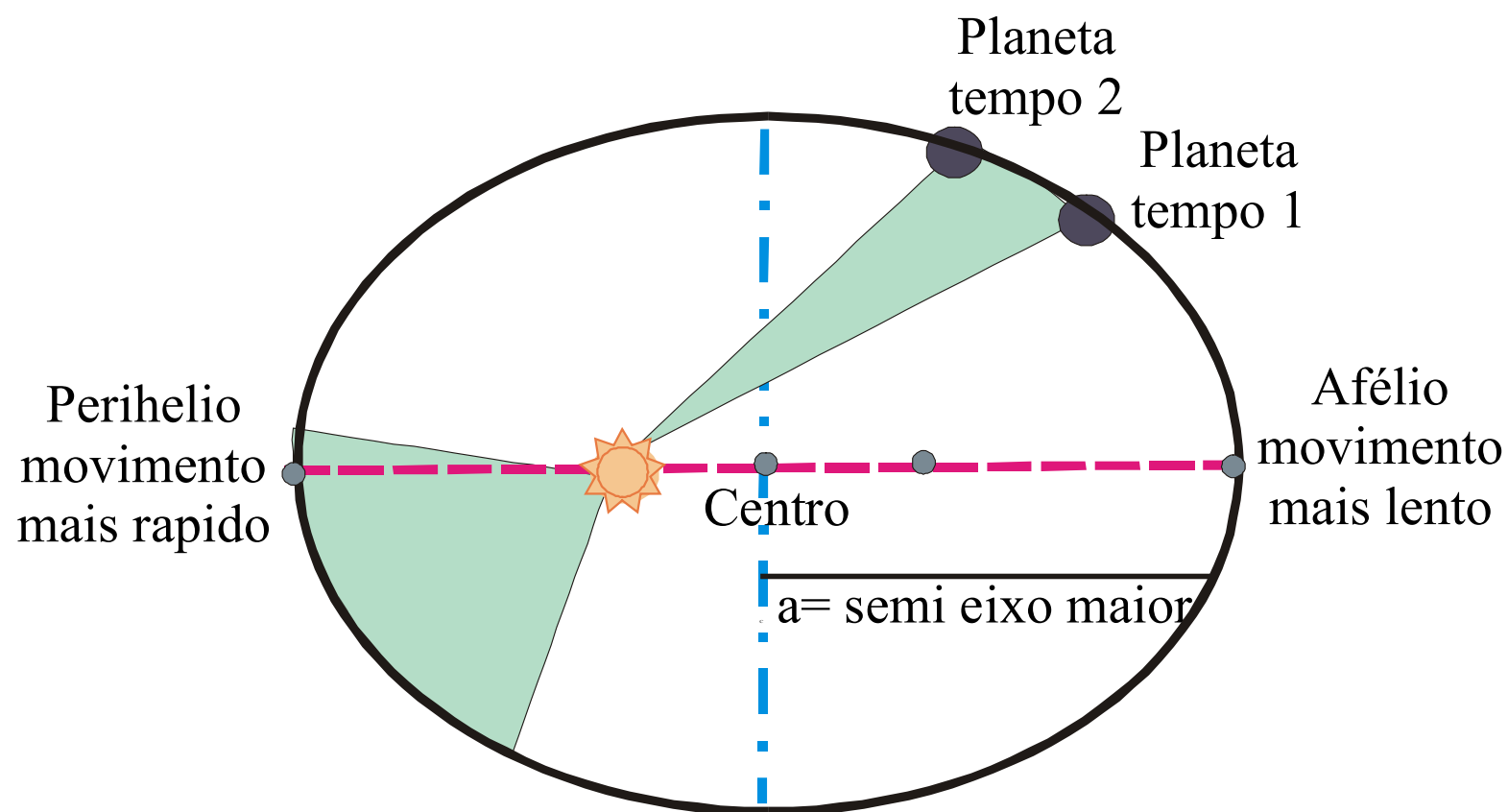
Leis de Kepler.

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital

- Johannes Kepler (1571 - 1630)

3. O cubo do semi-eixo maior da órbita é proporcional a T^2



Leis de Kepler.

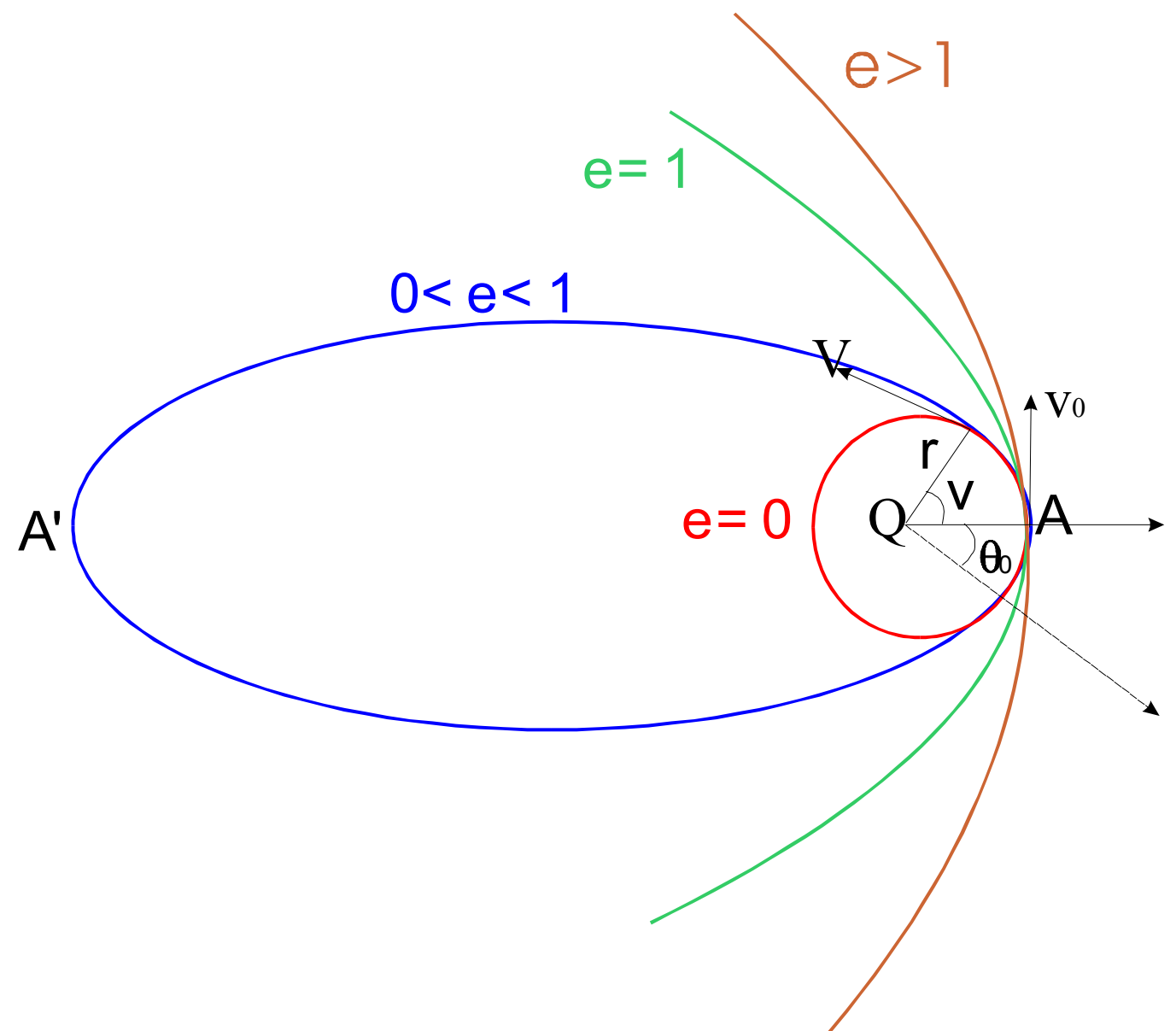
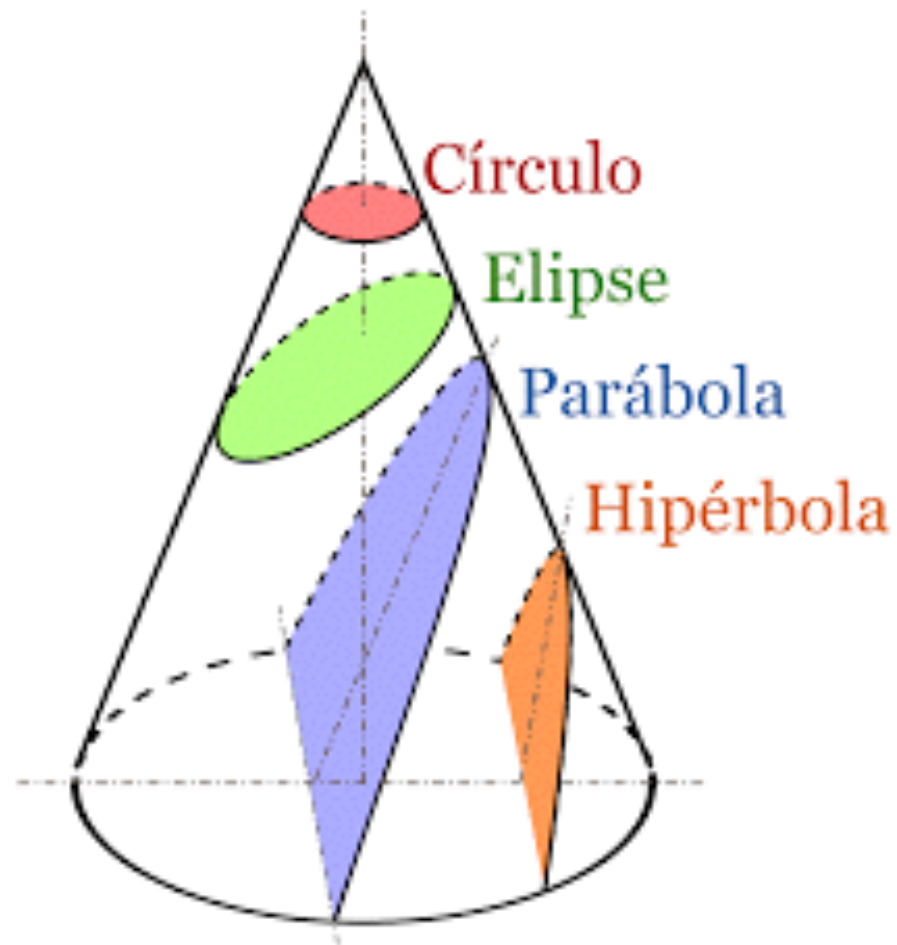
$$a^3 = \frac{\mu}{4\pi^2} T^2$$

$$\frac{T}{2\pi} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Tipos de órbitas



Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Newton (1642 - 1727)

$$F = \frac{GMm}{r^2}$$

- Órbitas Keplerianas

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\vec{r}$$

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Newton (1642 - 1727)

$$F = \frac{GMm}{r^2}$$

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM_E}{r^3}\vec{r}$$

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Newton (1642 - 1727)

$$F = \frac{GMm}{r^2}$$

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM_E}{r^3}\vec{r} + GM_L\left(\frac{\vec{r}_L - \vec{r}}{|\vec{r}_L - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_L}{r_L^3}\right)$$

Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Newton (1642 - 1727)

$$F = \frac{GMm}{r^2}$$

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM_E}{r^3}\vec{r} + GM_L\left(\frac{\vec{r}_L - \vec{r}}{|\vec{r}_L - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_L}{r_L^3}\right) + GM_{\odot}\left(\frac{\vec{r}_{\odot} - \vec{r}}{|\vec{r}_{\odot} - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_{\odot}}{r_{\odot}^3}\right)$$

Movimento orbital - fundamentos

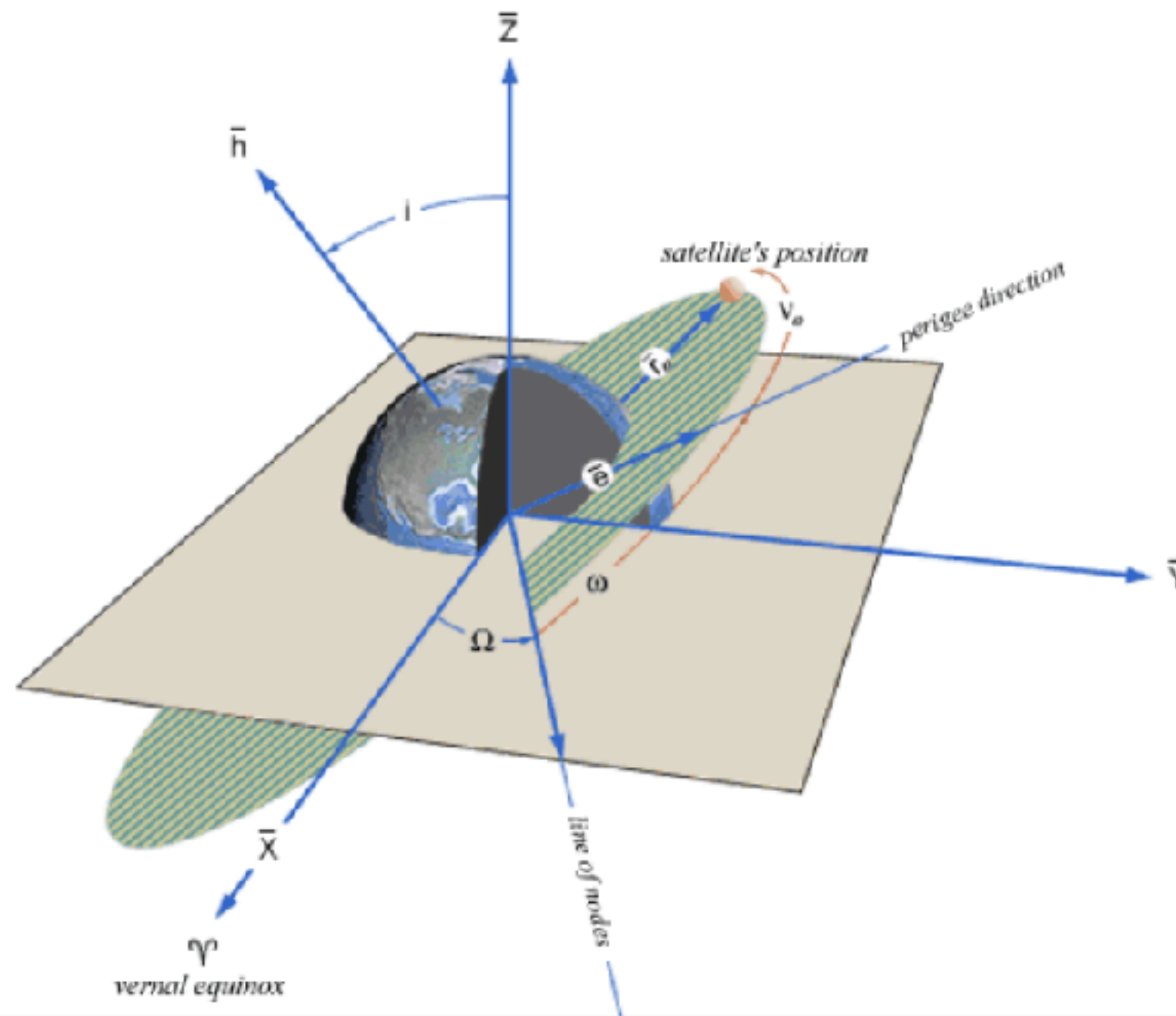
- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Newton (1642 - 1727)

$$F = \frac{GMm}{r^2}$$

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM_E}{r^3}\vec{r} + GM_L\left(\frac{\vec{r}_L - \vec{r}}{|\vec{r}_L - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_L}{r_L^3}\right) + GM_{\odot}\left(\frac{\vec{r}_{\odot} - \vec{r}}{|\vec{r}_{\odot} - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_{\odot}}{r_{\odot}^3}\right) + \vec{P}_G + \vec{P}_R$$

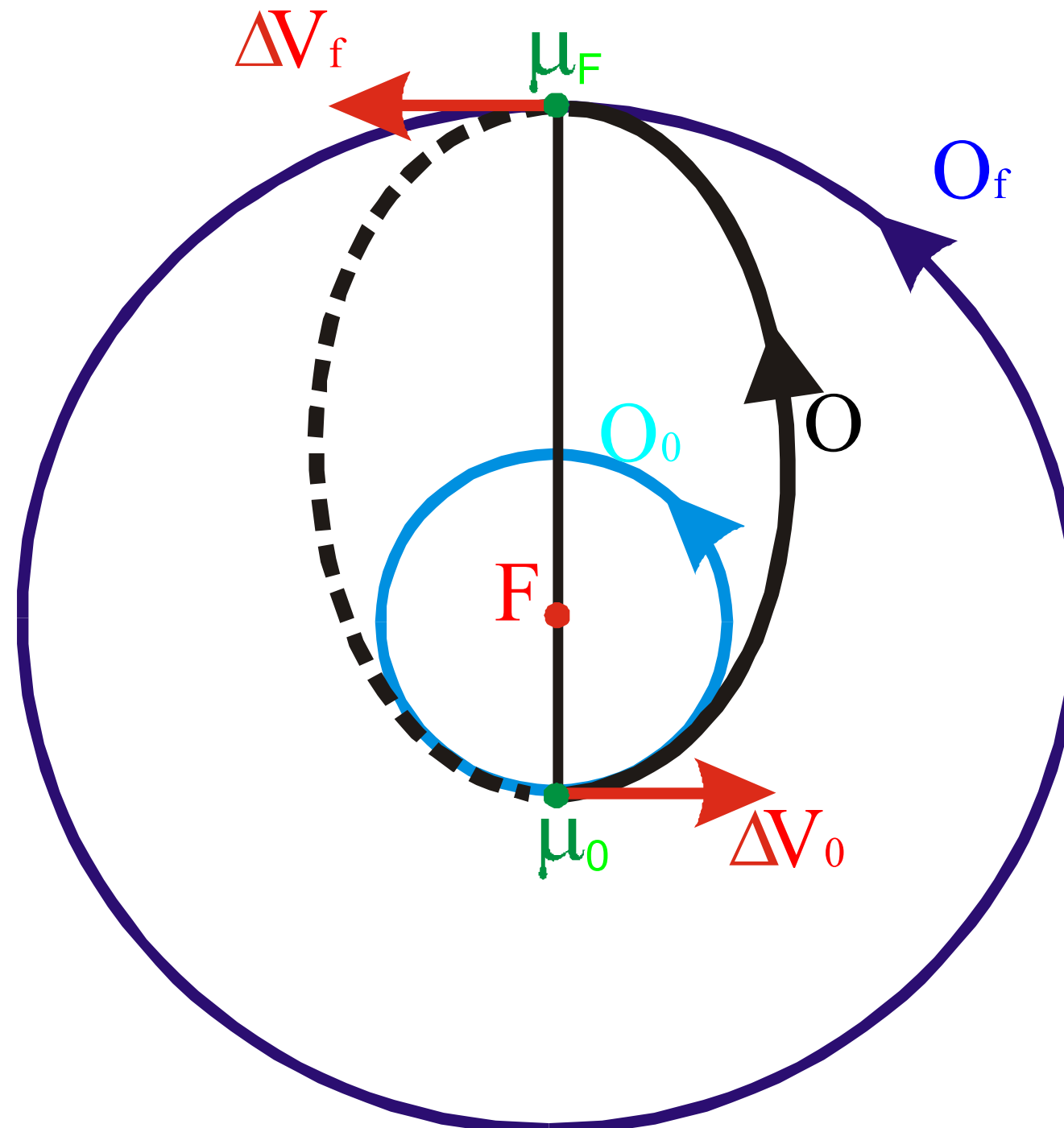
Movimento orbital - fundamentos

- Astrodinâmica ou dinâmica orbital
 - Elementos orbitais



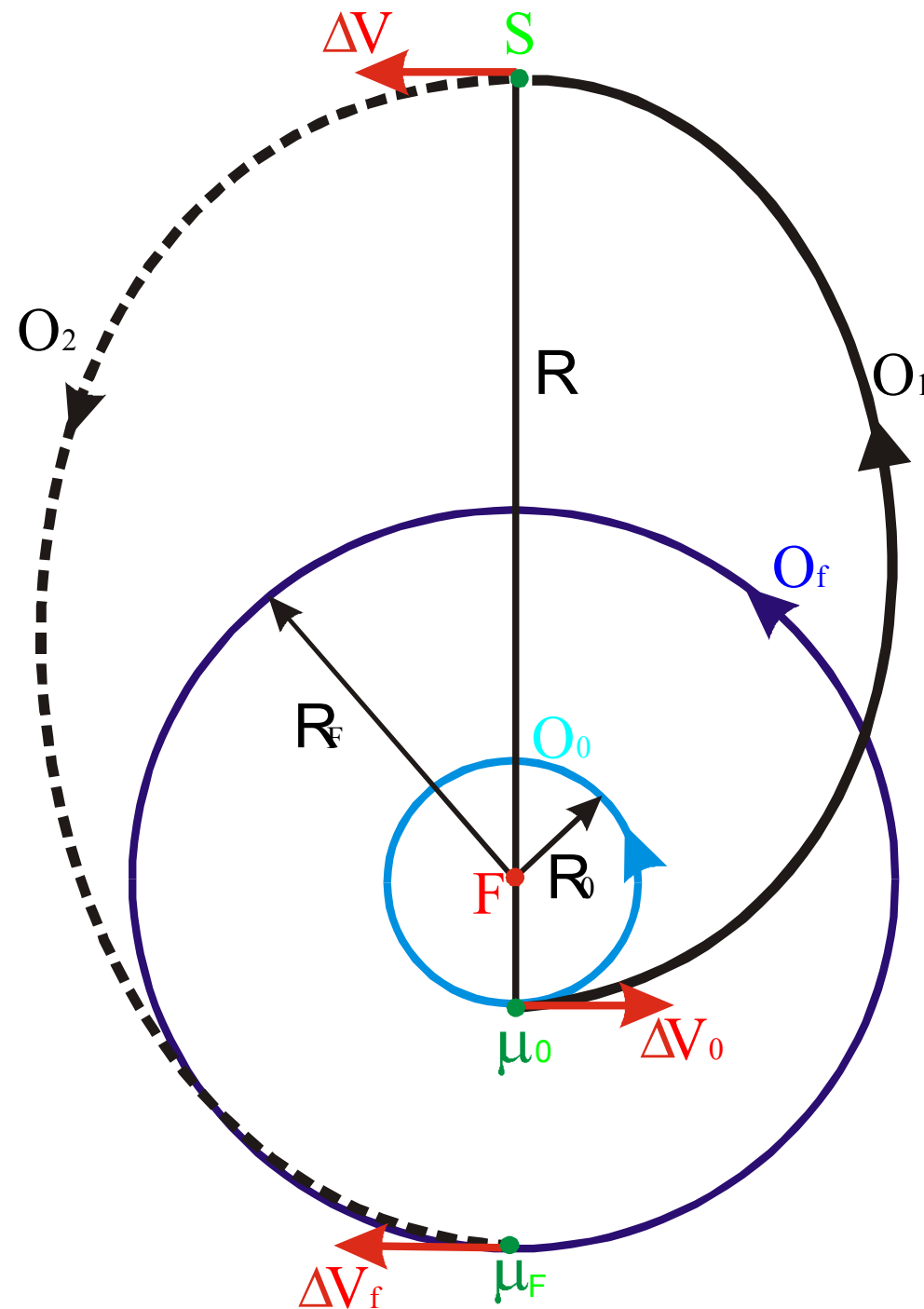
Transferências orbitais - Hohmann

- Walter Hohmann (1880 - 1945)



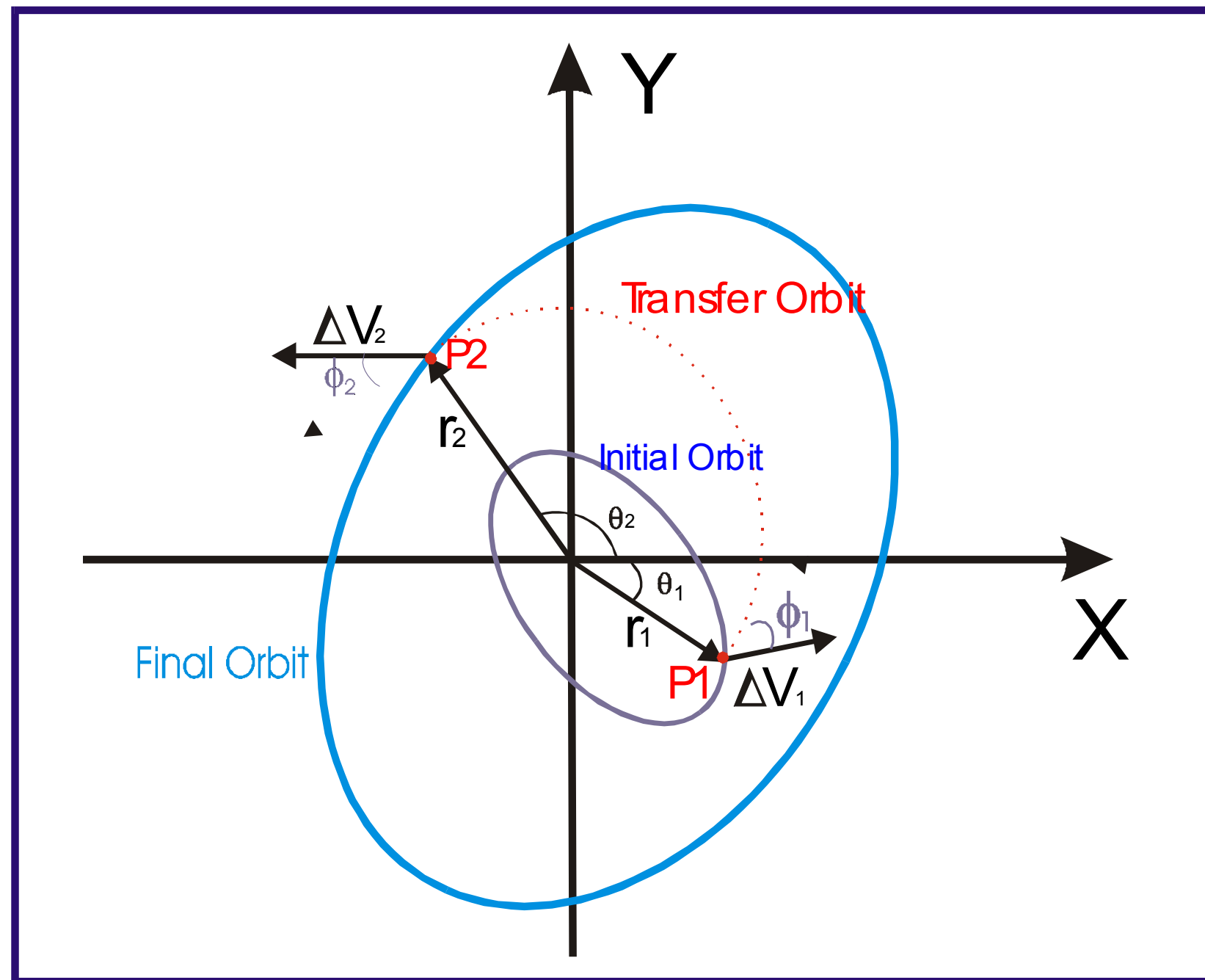
Transferências orbitais - Hohmann

- Transferências tipo Hohmann: Bi-elíptica



Transferências orbitais - Hohmann

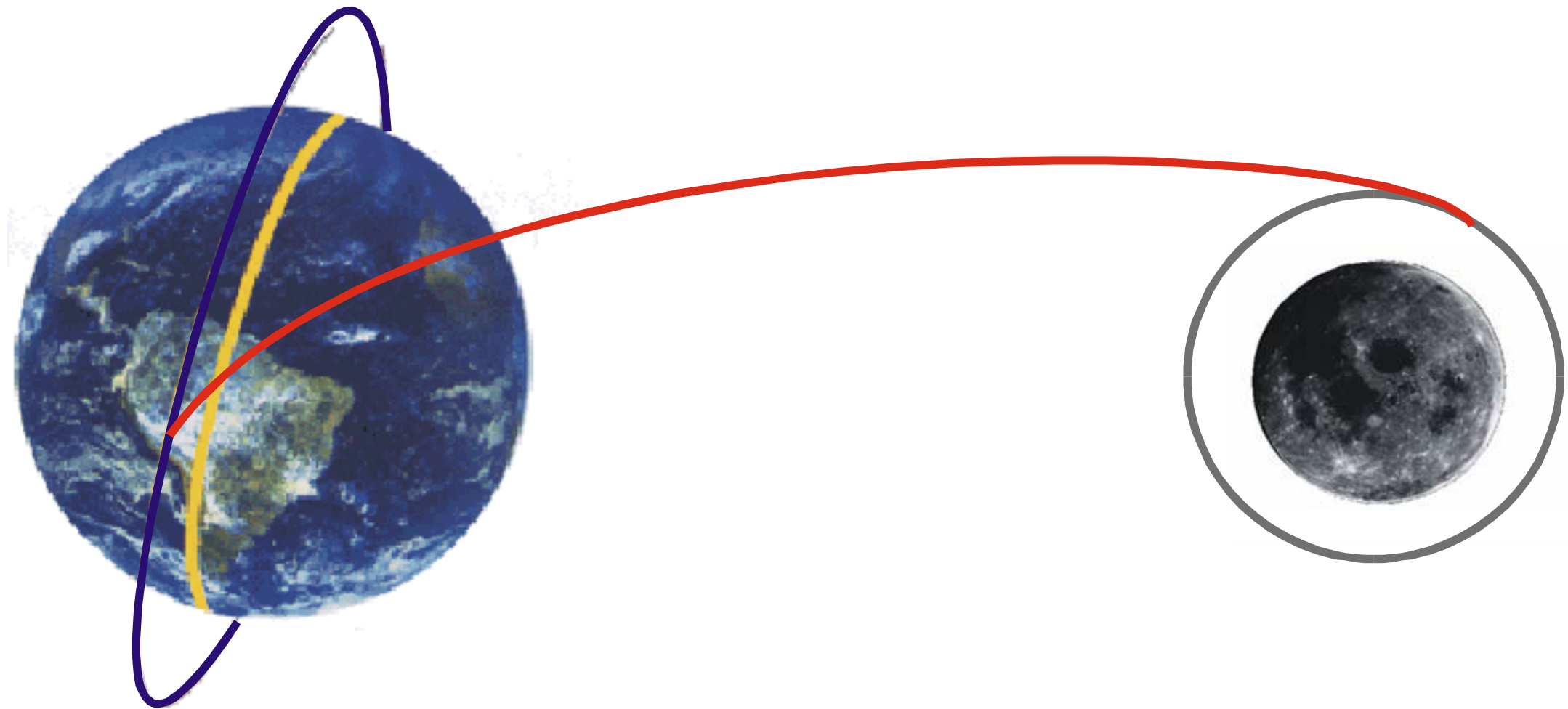
- Transferências tipo Hohmann: transferência entre planos



Bi-Impulsive Transfer, can be extended to 3-D.

Transferências orbitais

- Transferências tipo “Patched conics”



Transferências orbitais: missões interplanetárias

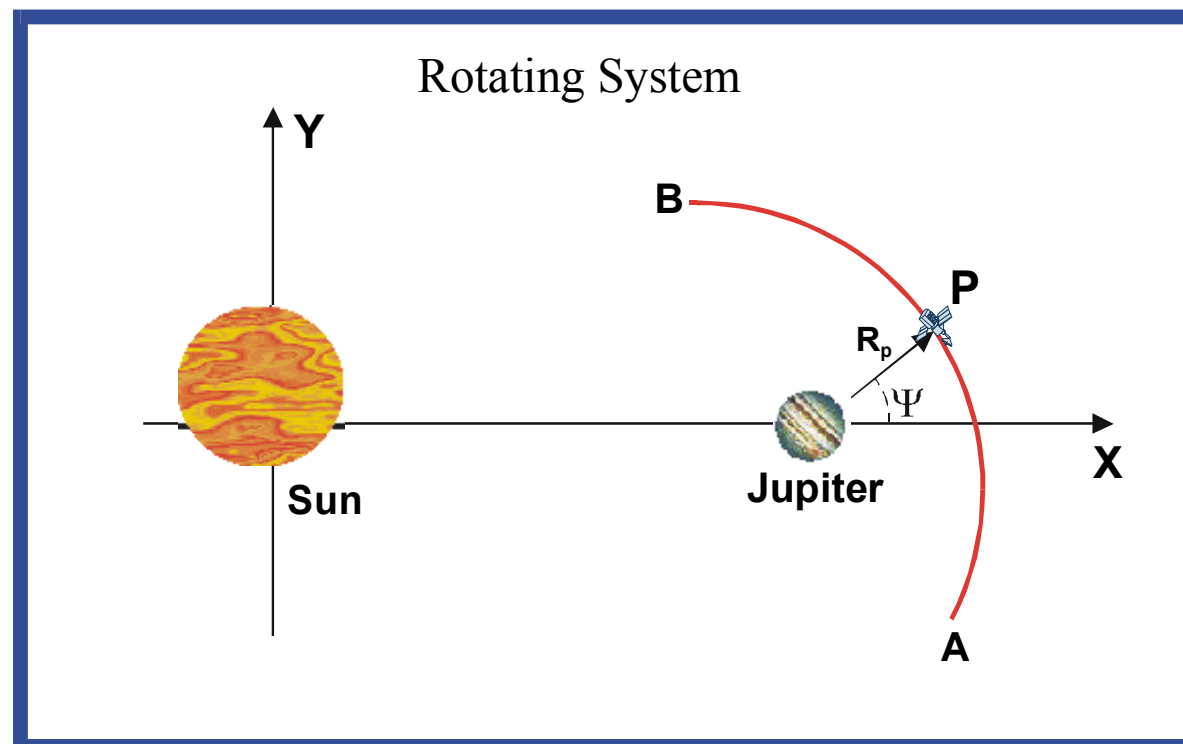
- “Swing-by” TWO BODY MODEL

- ⇒ We assume planar motion
- ⇒ Three parameters describe the Swing-by:

R_p = Periapse distance

V_∞ = Hyperbolic Excess Velocity or J (Jacobian constant)
or V_p (Periapsis velocity)

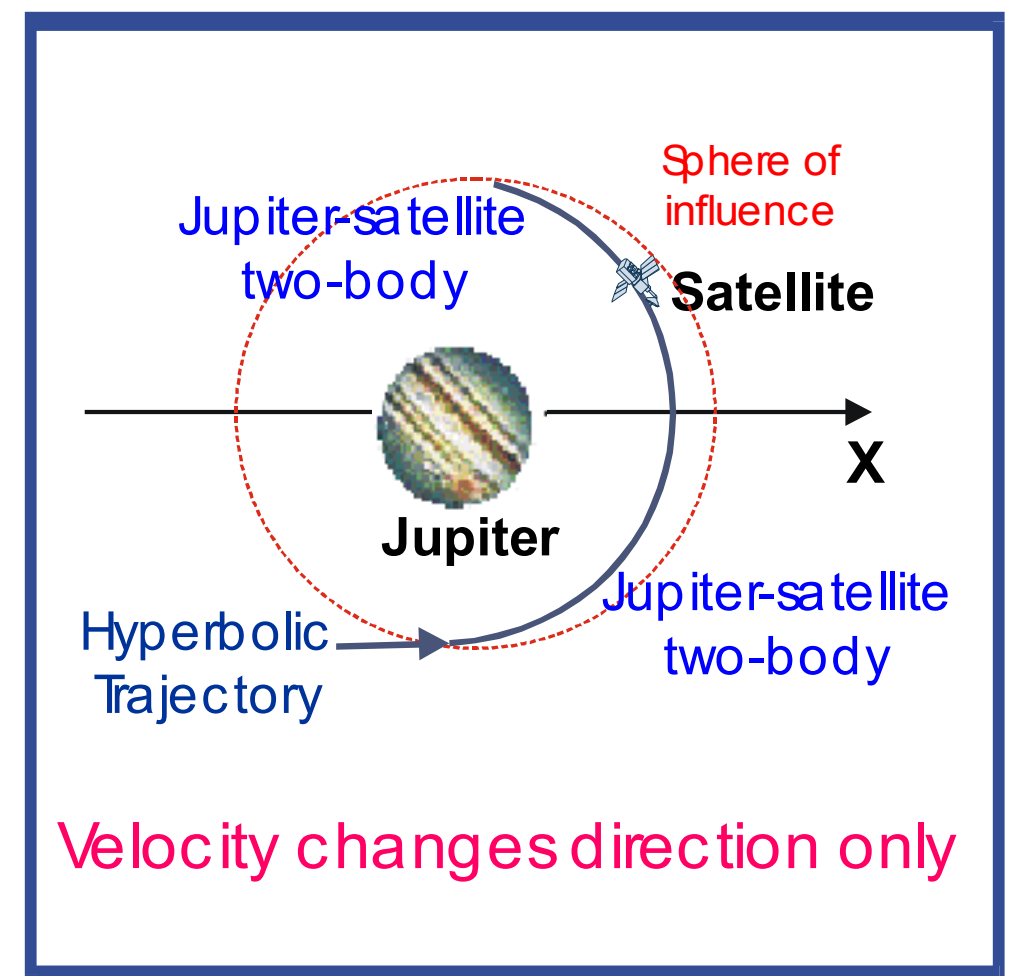
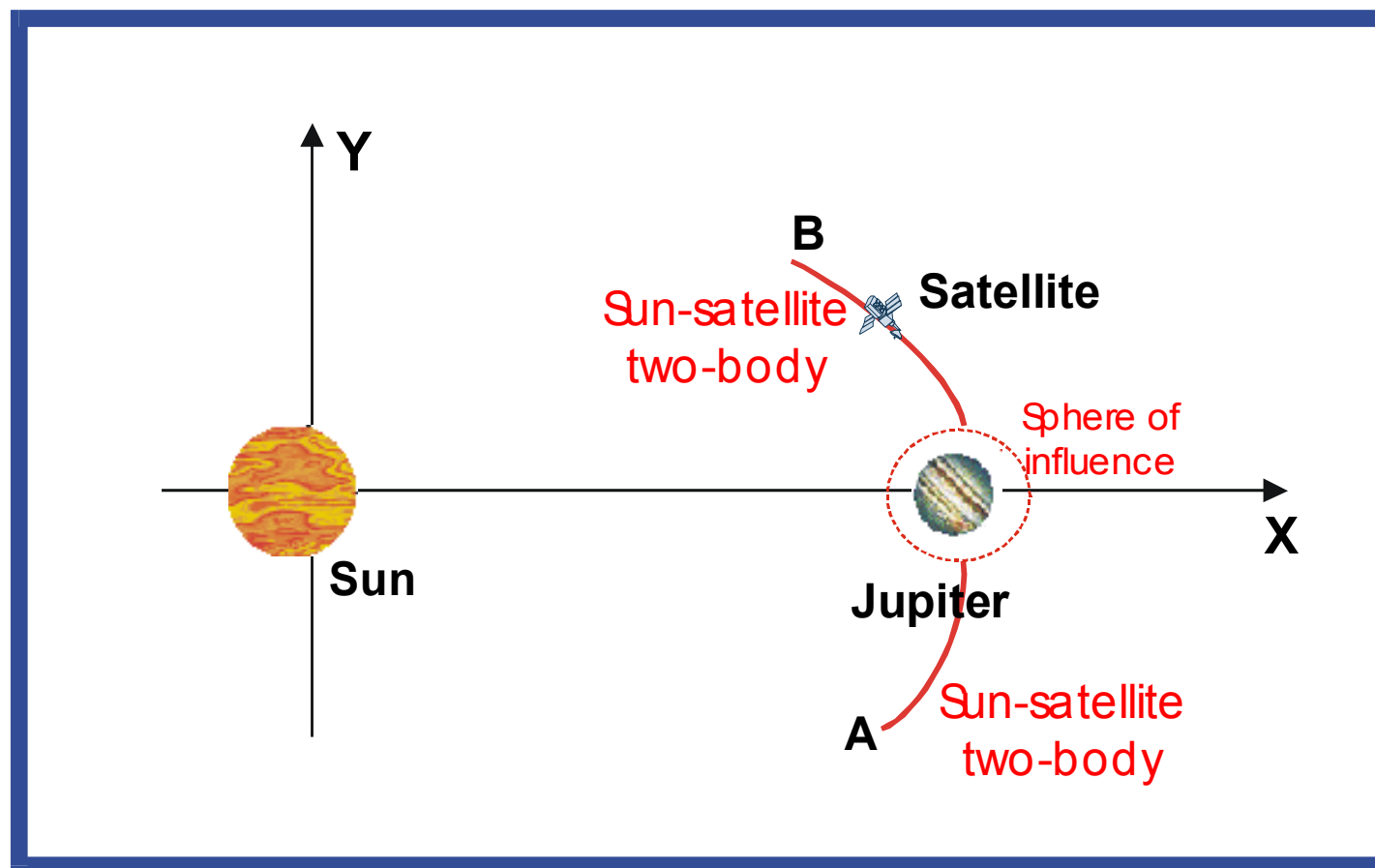
ψ = Angle of approach (ψ is also the angle between \vec{V}_2 and \vec{V}_p)



Transferências orbitais: missões interplanetárias

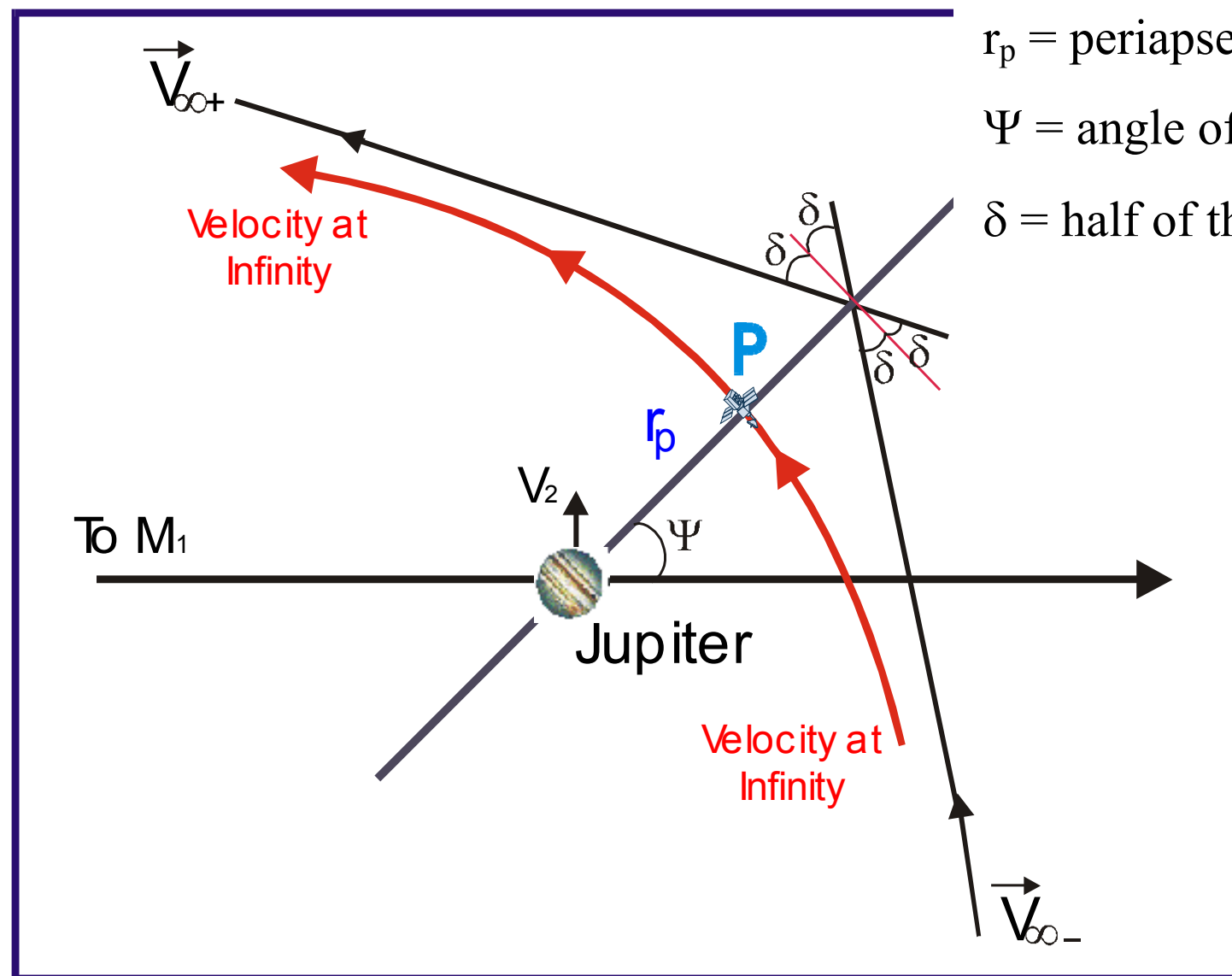
- “Swing-by”

⇒ Patched Conics for first approximation



Transferências orbitais: missões interplanetárias

- “Swing-by”



\vec{V}_2 = Inertial velocity of Jupiter

$\vec{V}_{\infty-}$ = Velocity with respect to Jupiter before Swing-by

$\vec{V}_{\infty+}$ = Velocity with respect to Jupiter after Swing-by

r_p = periapse distance

Ψ = angle of approach

δ = half of the deflexion angle

THE SWING-BY MANEUVER AND SOME VARIABLES

Transferências orbitais: missões interplanetárias

- “Swing-by”

V_i = Inertial velocity before Swing-By

V_0 = Inertial velocity after Swing-By

V_2 = Inertial velocity of Jupiter

$V_{\infty-}$ = Velocity with respect to Jupiter before Swing-By

$V_{\infty+}$ = Velocity with respect to Jupiter after Swing-By

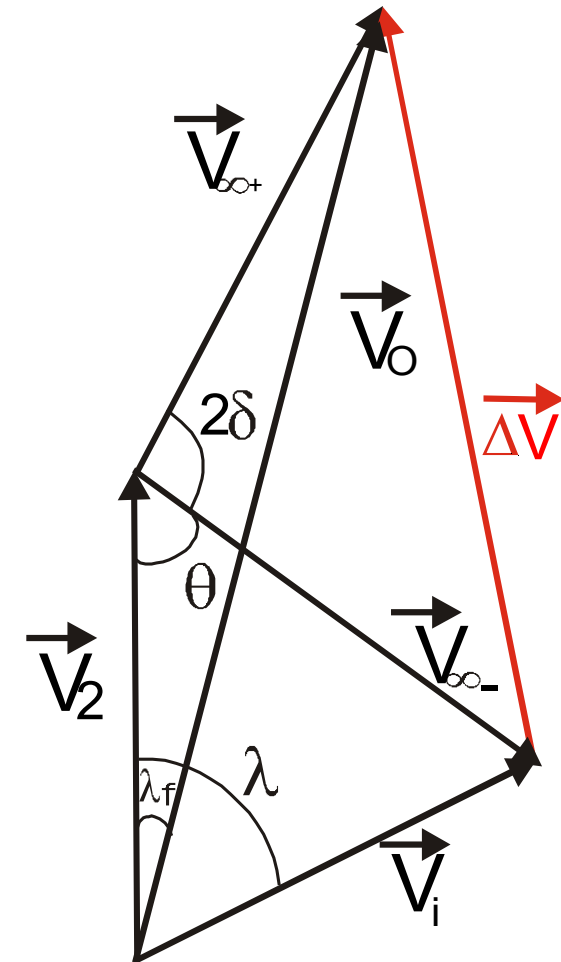
$$\vec{V}_i = \vec{V}_{\infty-} + \vec{V}_2$$

$$\vec{V}_0 = \vec{V}_{\infty+} + \vec{V}_2$$

$$\Delta \vec{V} = \vec{V}_0 - \vec{V}_i$$

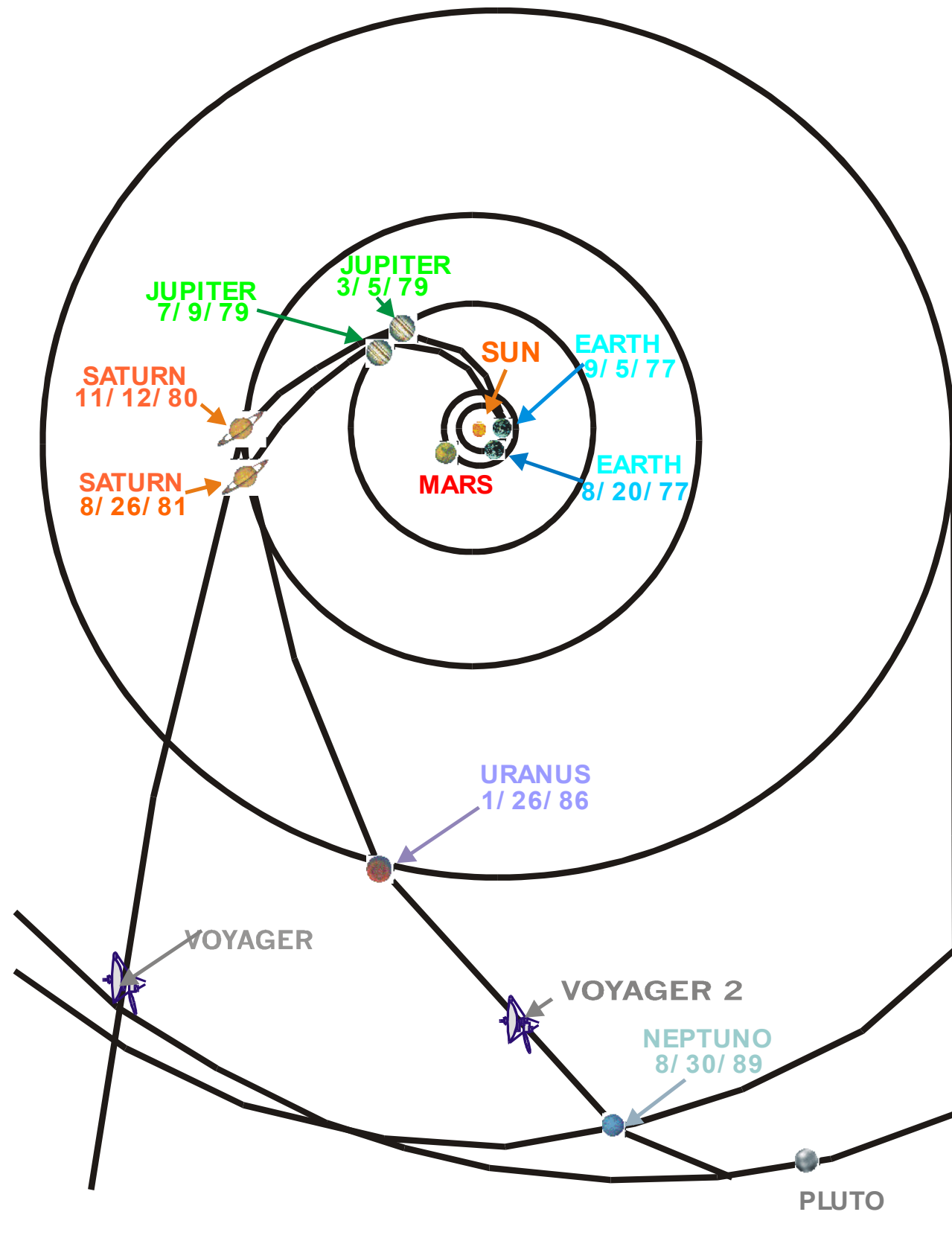
So, $|\Delta \vec{V}| = 2 |\vec{V}_{\infty-}| \sin(\delta)$, where

$$\sin(\delta) = \frac{1}{\left(1 + \frac{r_p V_{\infty}^2}{GM_2}\right)}$$



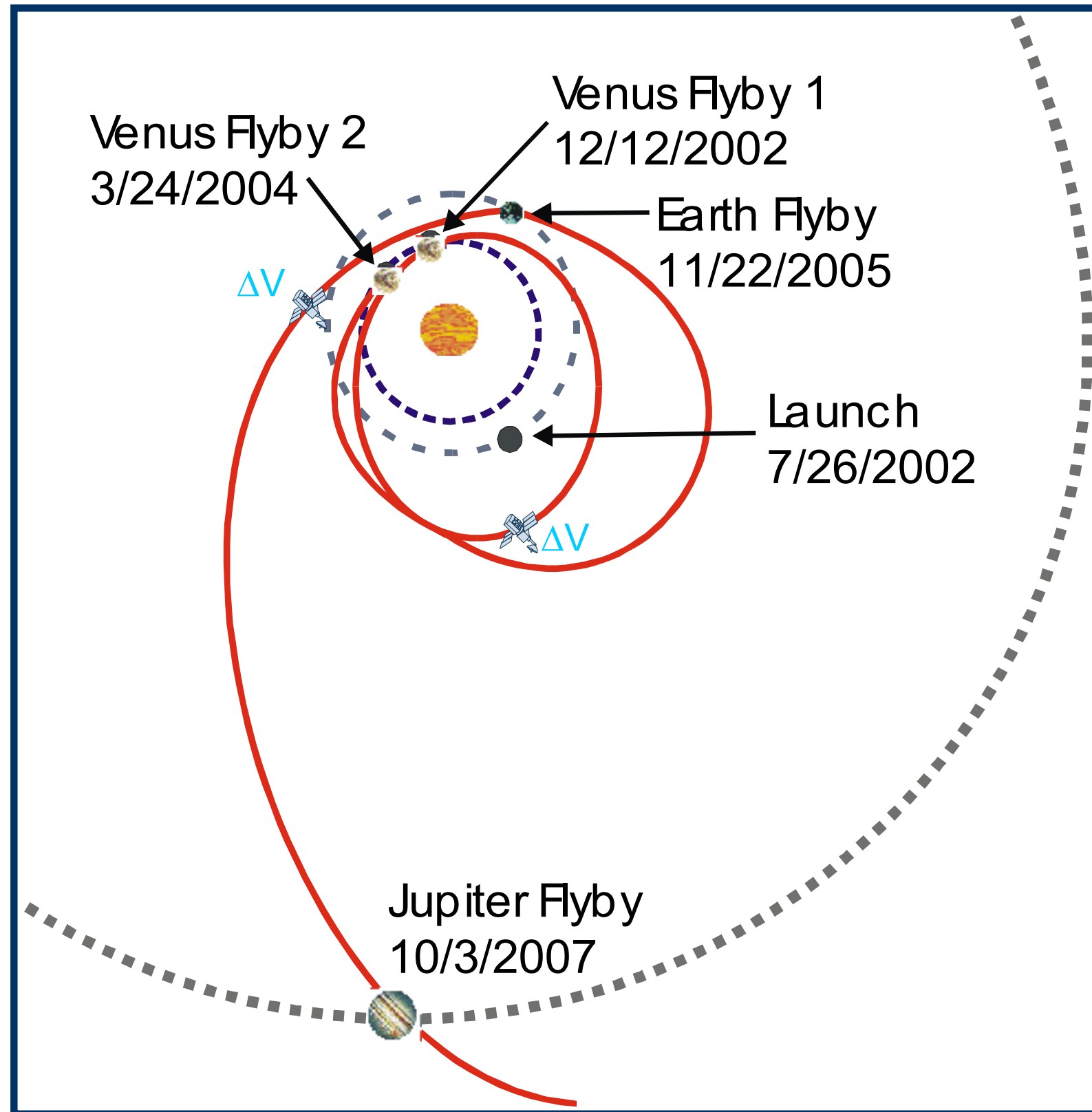
Exemplos de algumas missões

Voyager



Exemplos de algumas missões

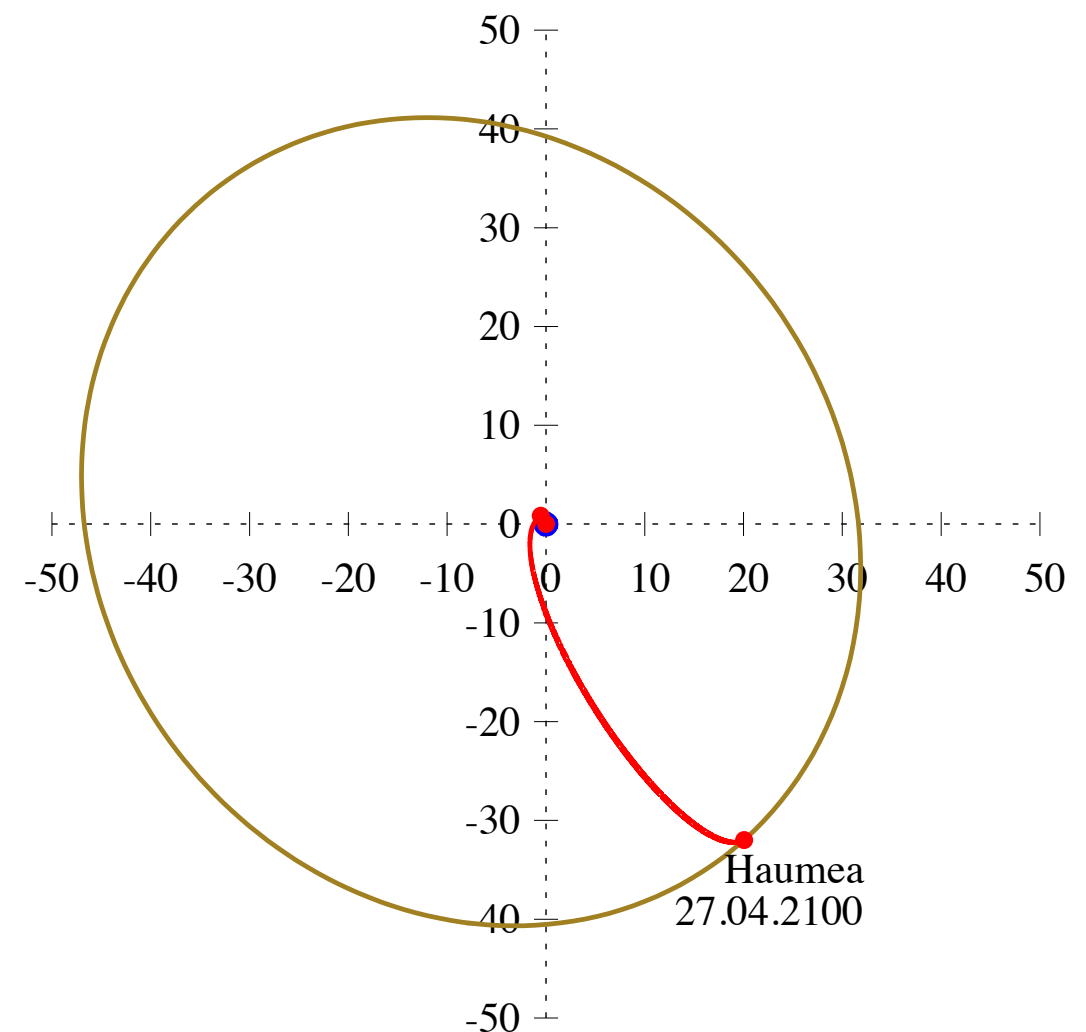
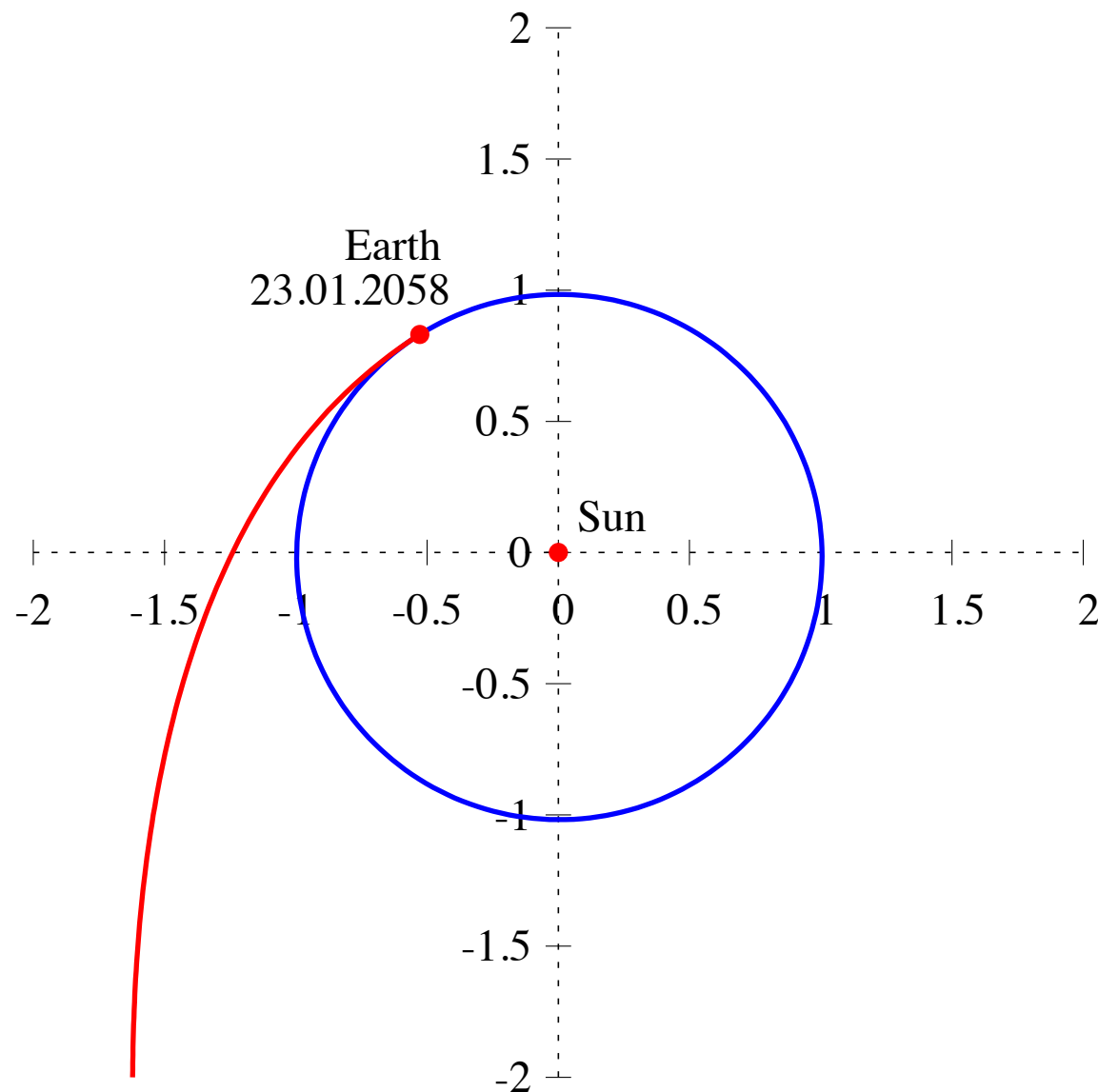
Mission to Jupiter



Exemplos de algumas missões (futuras?)

- Missões espaciais a corpos distantes do Sistema Solar: Haumea
- Desafios: ΔV lançamento: 8,24 km/s; ΔV total: 8,24 km/s

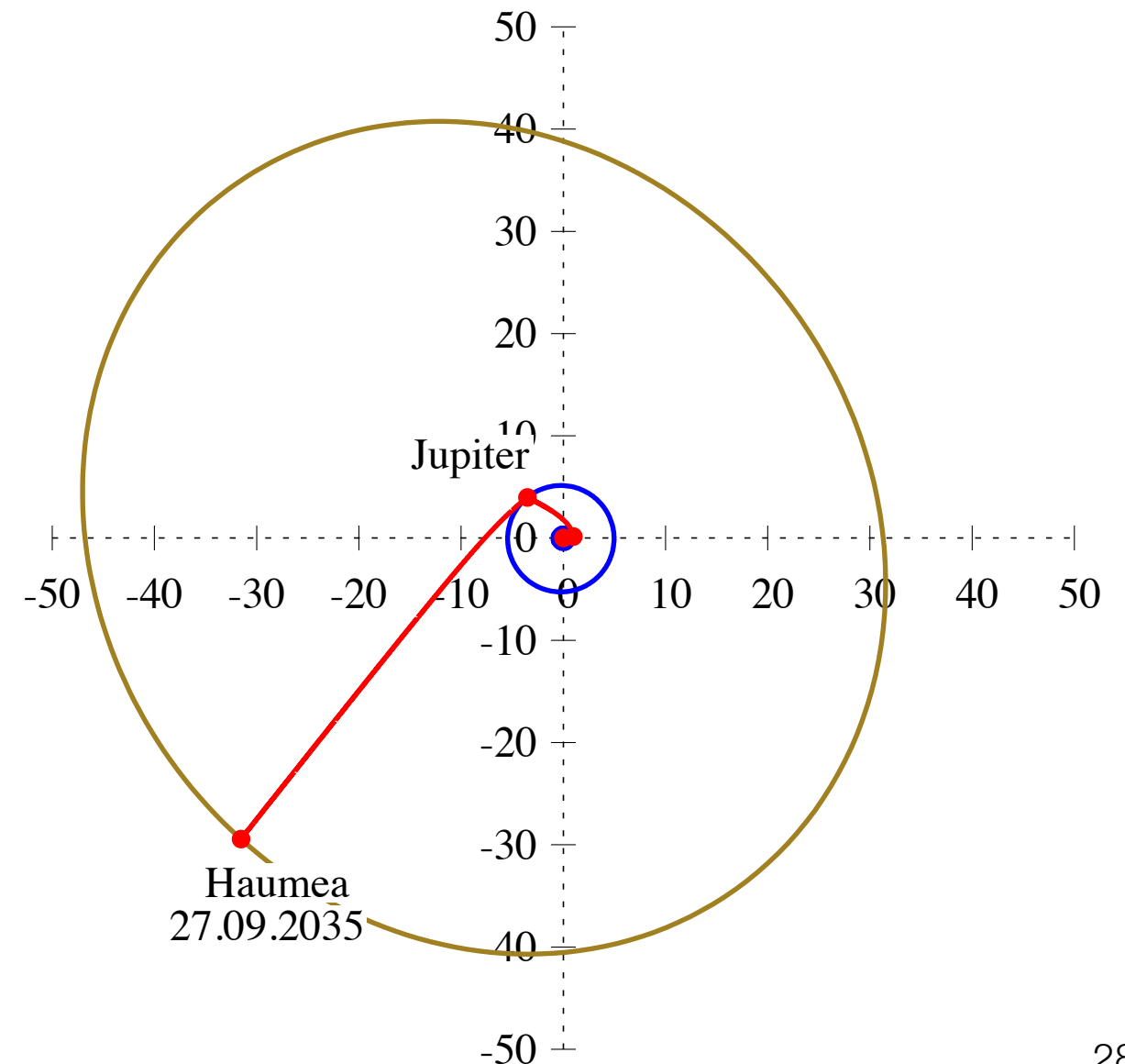
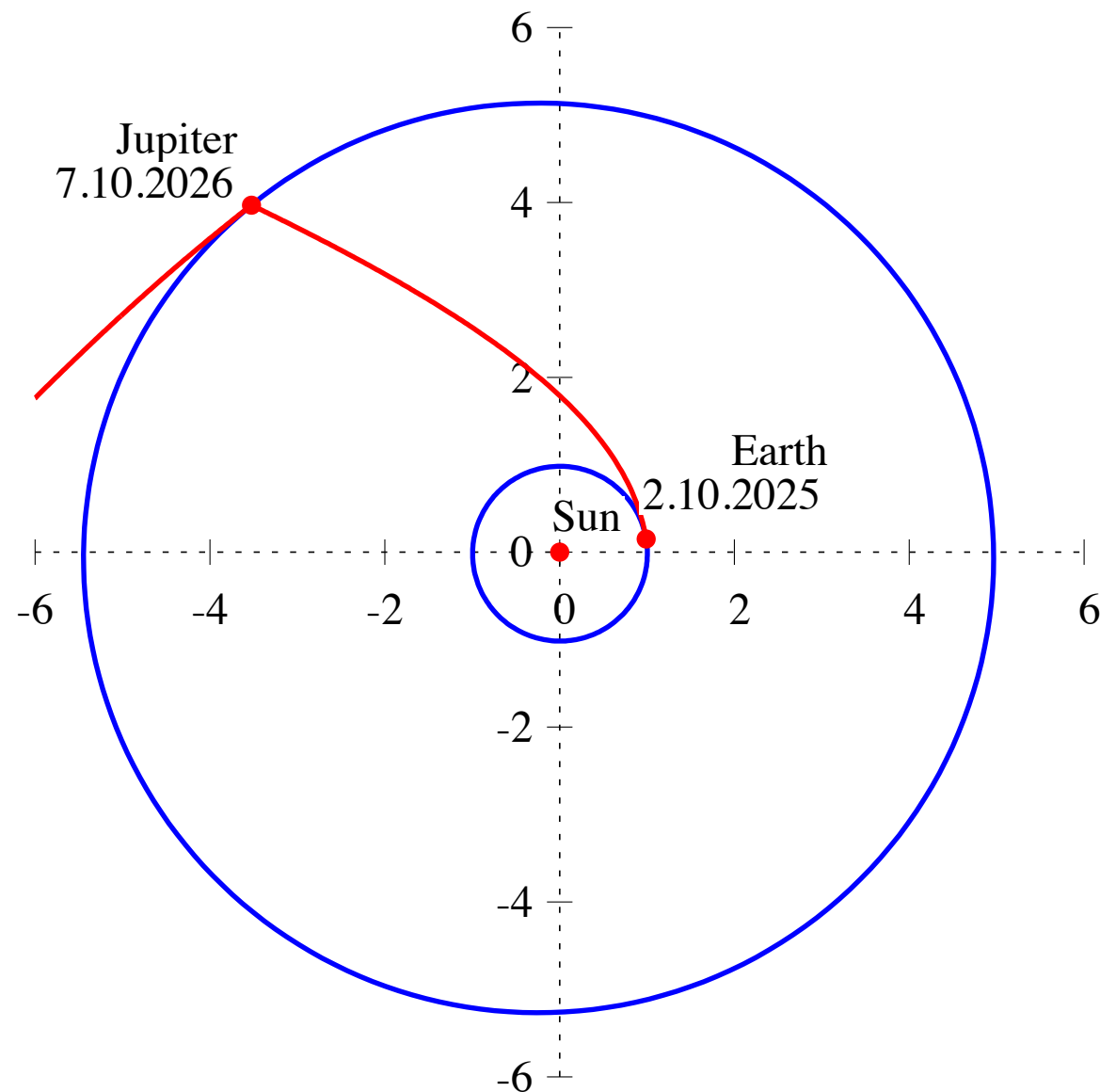
Vel. de chegada: 4,22 km/s; Tempo de voo: 42,26 anos



Exemplos de algumas missões (futuras?)

- Missões espaciais a corpos distantes do Sistema Solar: Haumea
- Desafios: ΔV lançamento: 9,79 km/s; ΔV total: 9,98 km/s

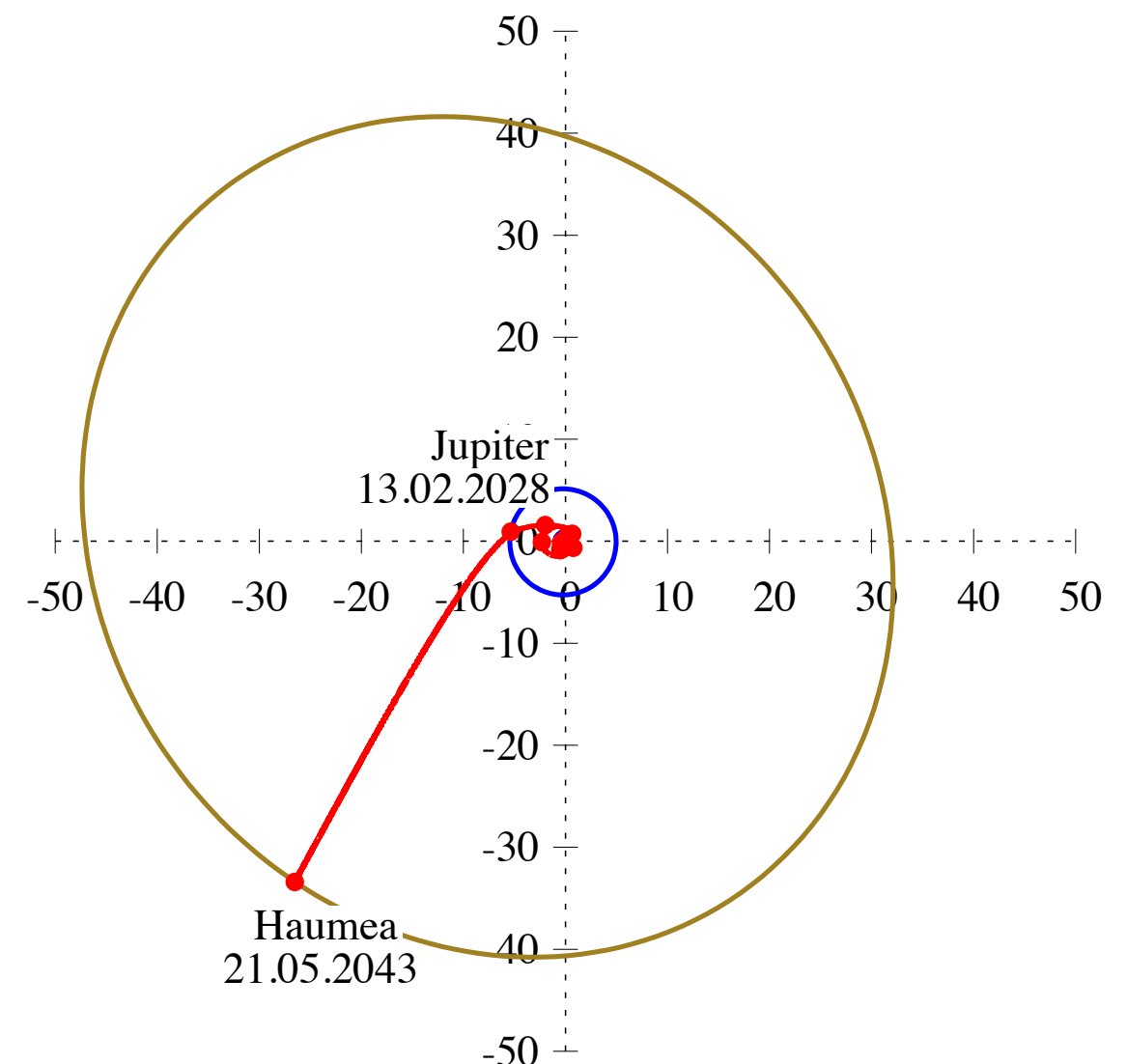
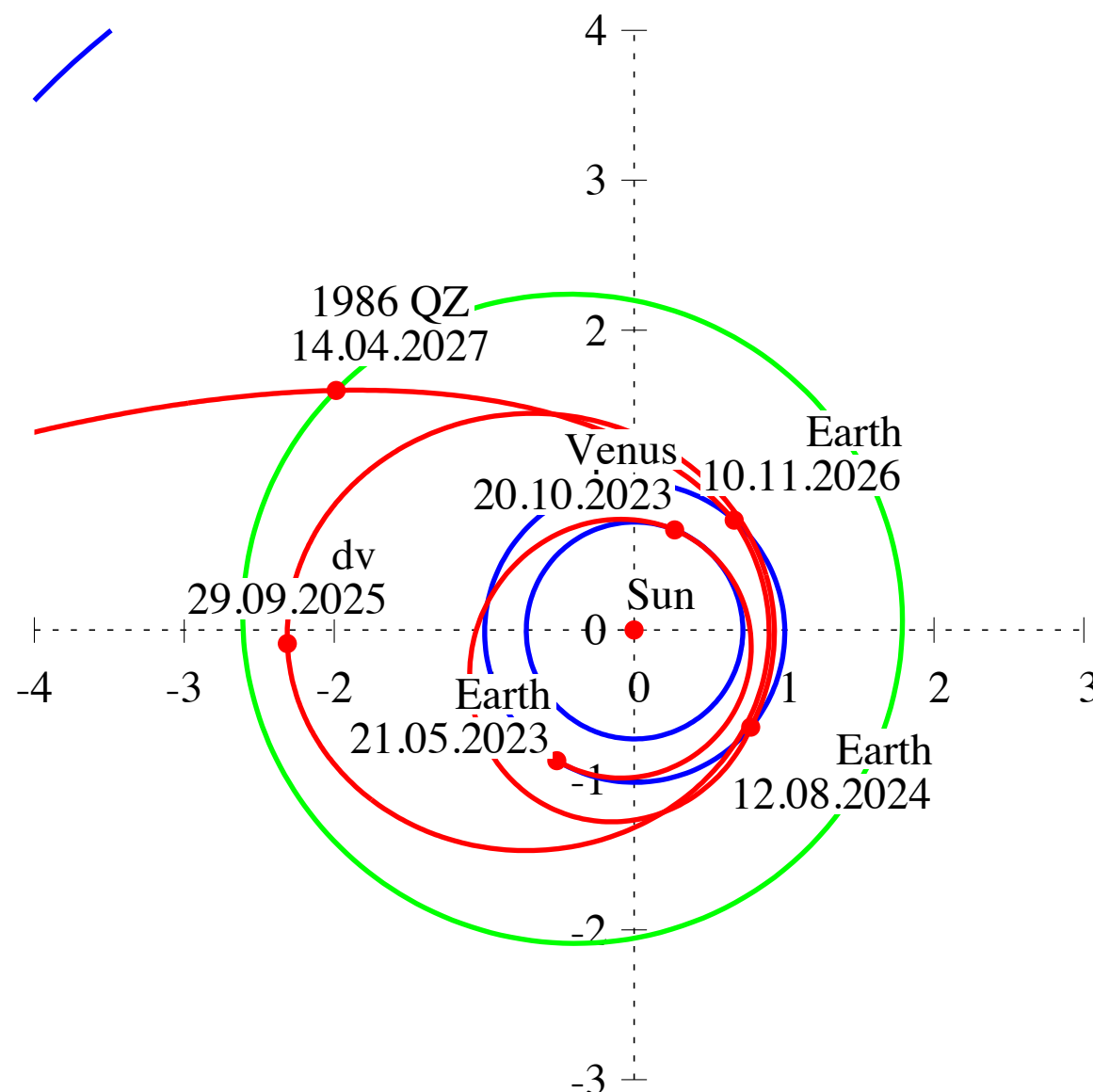
Vel. de chegada: 25,75 km/s; Tempo de voo: 10 anos



Exemplos de algumas missões (futuras?)

- Missões espaciais a corpos distantes do Sistema Solar: Haumea
- Desafios: ΔV lançamento: 3,62 km/s; ΔV total: 5,86 km/s

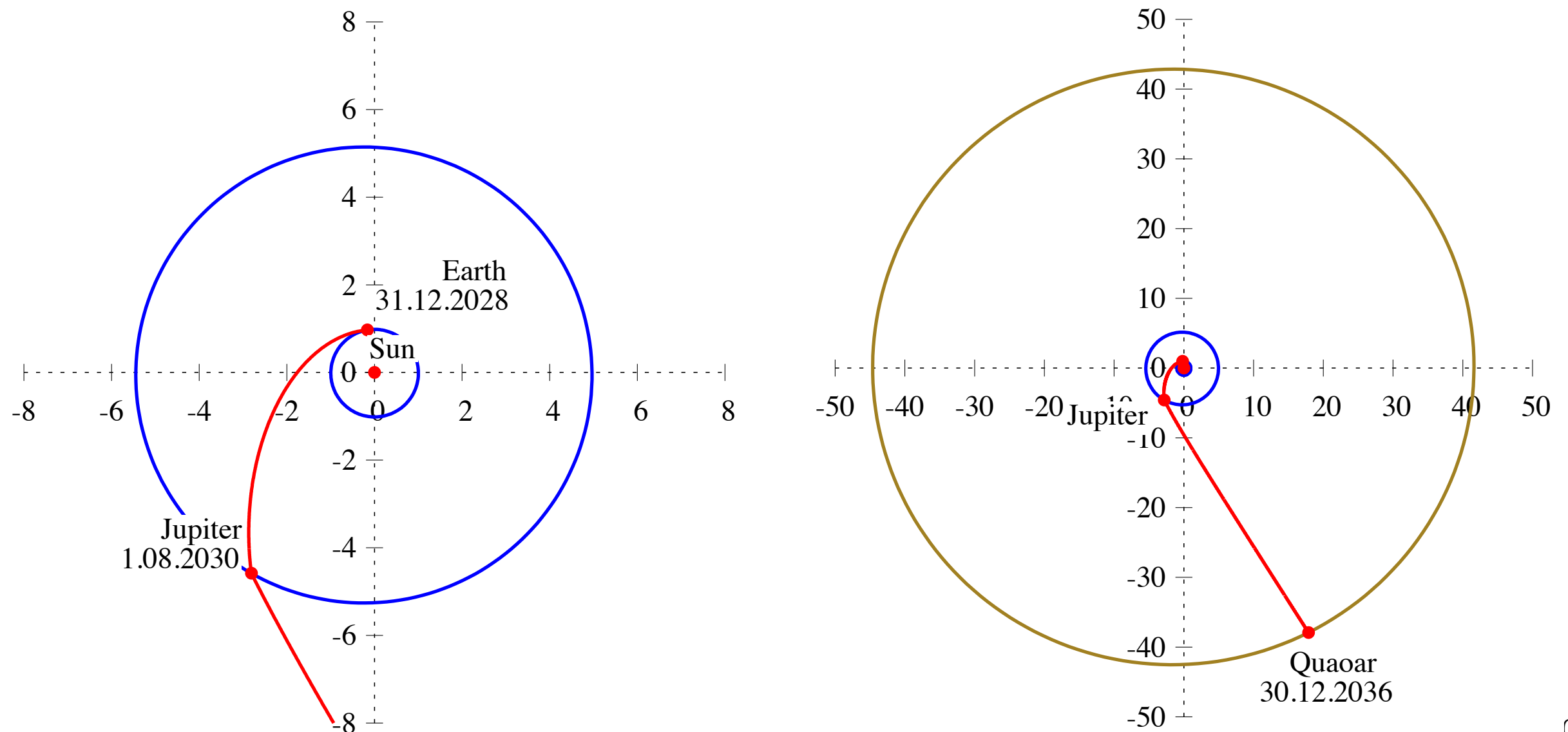
Vel. de chegada: 13,10 km/s; Tempo de voo: 20 anos



Exemplos de algumas missões (futuras?)

- Missões espaciais a corpos distantes do Sistema Solar: Quaoar
- Desafios: ΔV lançamento: 9,73 km/s; ΔV total: 9,73 km/s

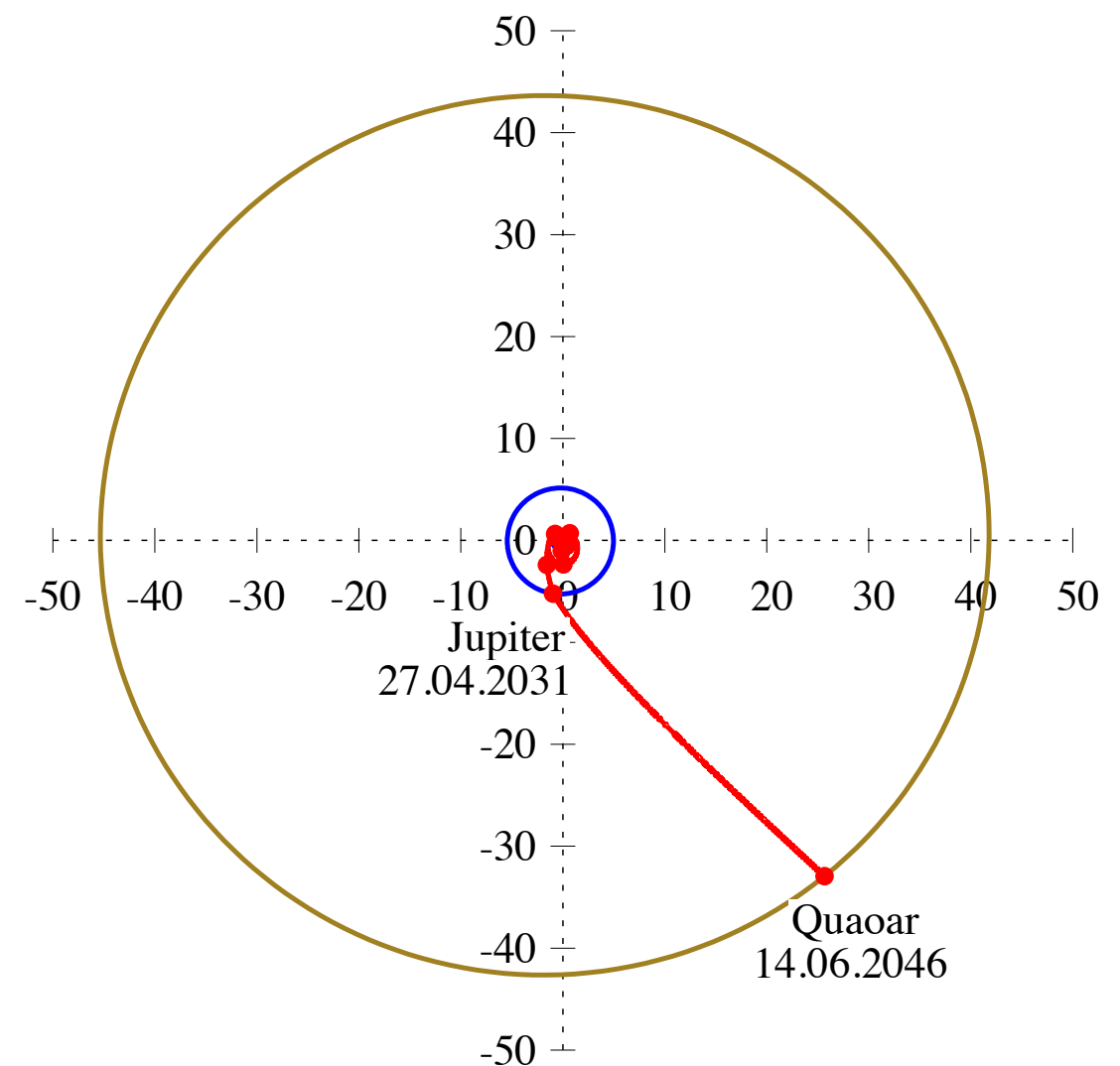
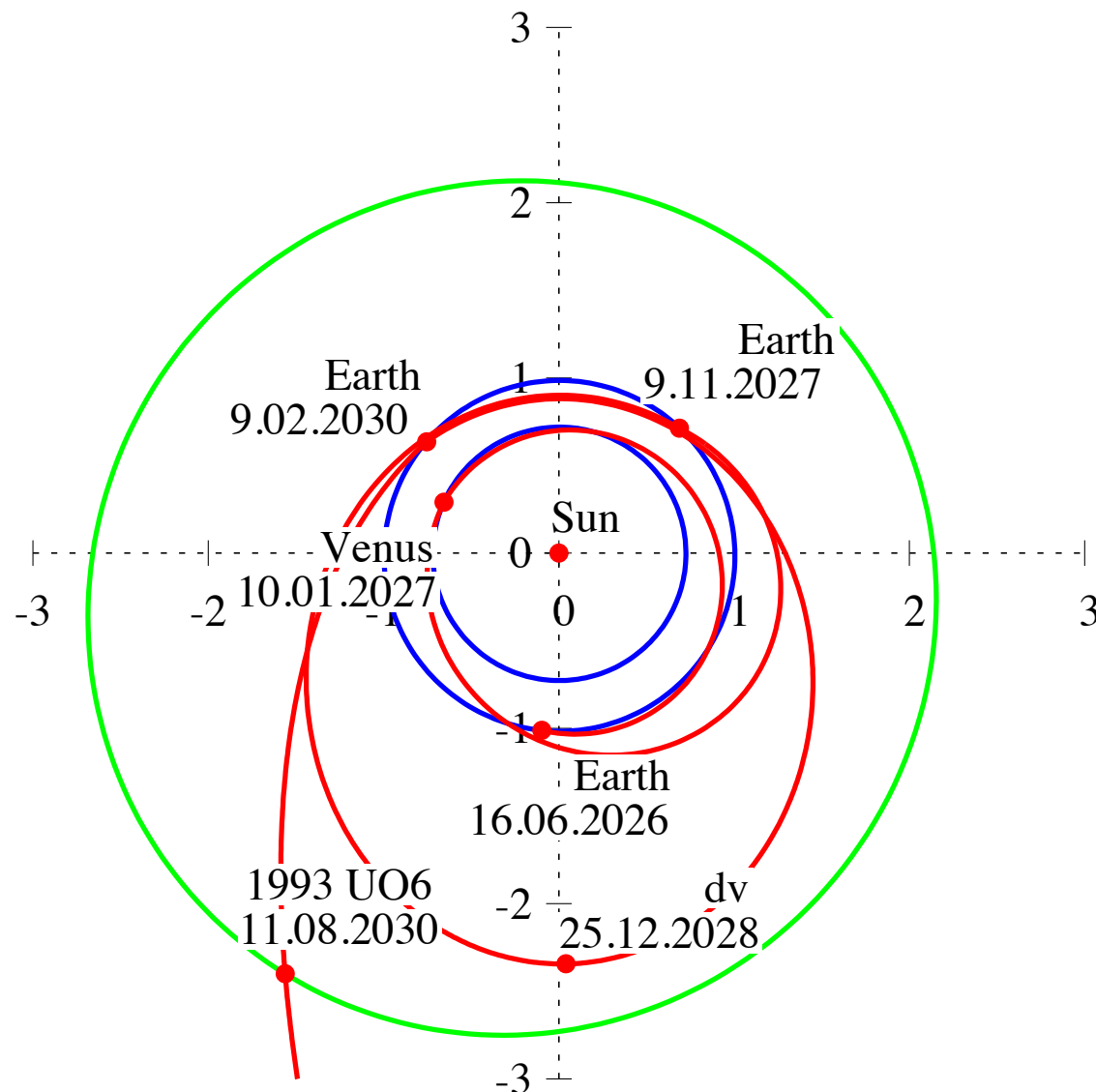
Vel. de chegada: 26,64 km/s; Tempo de voo: 8 anos



Exemplos de algumas missões (futuras?)

- Missões espaciais a corpos distantes do Sistema Solar: Quaoar
- Desafios: ΔV lançamento: 4,14 km/s; ΔV total: 6,39 km/s

Vel. de chegada: 10,54 km/s; Tempo de voo: 20 anos



O trabalho do grupo de Astrodinâmica e Mecânica Celeste

- Missão ASTER
- Modelos com base nos Problema Restrito de Três corpos
- Estudo da dinâmica em torno de pequenos corpos
- De-orbiting
- Transferências orbitais
- Exploração do Sistema Haumea e outros planetas anões
- Tethers
- Deflexão de trajetórias de asteroides em rota de colisão com a Terra

Obrigado!

diogo.sanchez@inpe.br