

The background of the slide is a complex, abstract pattern of swirling, marbled textures. The colors are primarily deep blues and purples, with intricate, lighter-colored (gold or light blue) veins and swirls that create a sense of movement and depth, reminiscent of a nebula or a microscopic view of a fluid.

Diseño de una misión interplanetaria a Júpiter

Andrea Bravo Asián
Laura García Moreno
Diego Mataix Caballero
Andrés Pedraza Rodríguez



Índice

1. Introducción
2. Trayectoria de impulsos instantáneos
3. Trayectoria de impulsos finitos
4. Eclipses y contactos
5. Evolución de la altura y traza
6. Conclusiones

Introducción

➔ Transferencia interplanetaria entre la Tierra y Júpiter

➔ Órbita de aparcamiento: $h_p = 7300 \text{ km}$, $i = 55^\circ$

➔ Órbita de llegada: $i = 50^\circ$

➔ Se valorarán 6 opciones para la llegada a Júpiter:

Excentricidad

➔ Fly-by

➔ $e = 0.1$

➔ $e = 0.6$

Altura

➔ $h_p = 600 \text{ km}$

➔ $h_p = 1500 \text{ km}$

➔ Ventana de lanzamiento

13 de diciembre
de 2027

21 de octubre
de 2031

Introducción

➔ Procedimiento:

Impulsos instantáneos

- ⇒ Trayectoria heliocéntrica desde el **centro de la Tierra** hasta la **SOI de Júpiter**
- ⇒ Diseño de la **hipérbola de salida**
- ⇒ Diseño de la **trayectoria heliocéntrica** desde la hipérbola de salida
- ⇒ Diseño de la **hipérbola de llegada y maniobra de frenado**

α, C_3, δ

t_b, M_P

Impulsos finitos

- ⇒ **Maniobra de salida**
- ⇒ Transferencia **heliocéntrica**
- ⇒ **Maniobra de frenado**

Trayectoria de Impulsos Instantáneos



Definición de la hipérbola de salida



Primera aproximación: Trayectoria heliocéntrica, $r = 0$ y $v = 0$ relativos a la Tierra

↳ V_∞ → Familia de hipérbolas (α, δ, C_3)

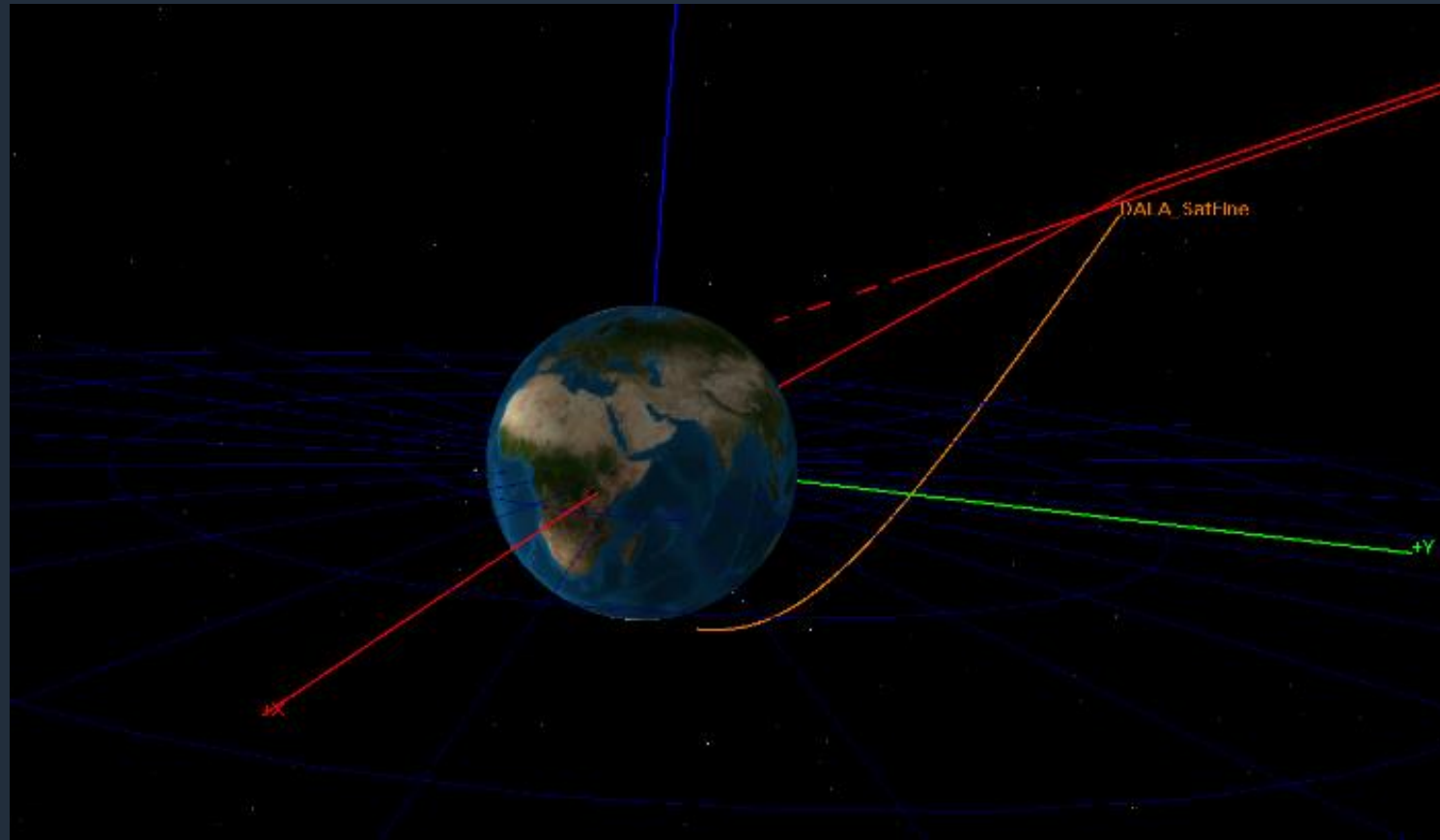
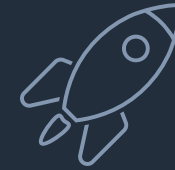
Definiendo R_p = radio de la órbita de aparcamiento → Hipérbola de salida

Conocida la hipérbola de salida → ΔV necesario para la transferencia desde la órbita de aparcamiento a la hipérbola de salida:

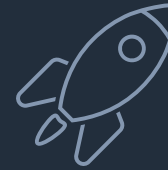
$$\Delta V_{HM} = \sqrt{\mu_{earth} \left(\frac{2}{R_p} - \frac{1}{a_h} \right)} - \sqrt{\frac{\mu_{earth}}{R_p}} = 6.351 \frac{km}{s}$$

Se hace coincidir el RAAN y AOP de la hipérbola de salida con la órbita de aparcamiento

Definición de la hipérbola de salida



Transferencia heliocéntrica



- Propagación hasta SOI de la Tierra

Propagador “Near Earth”

- Propagación hasta TOF/4

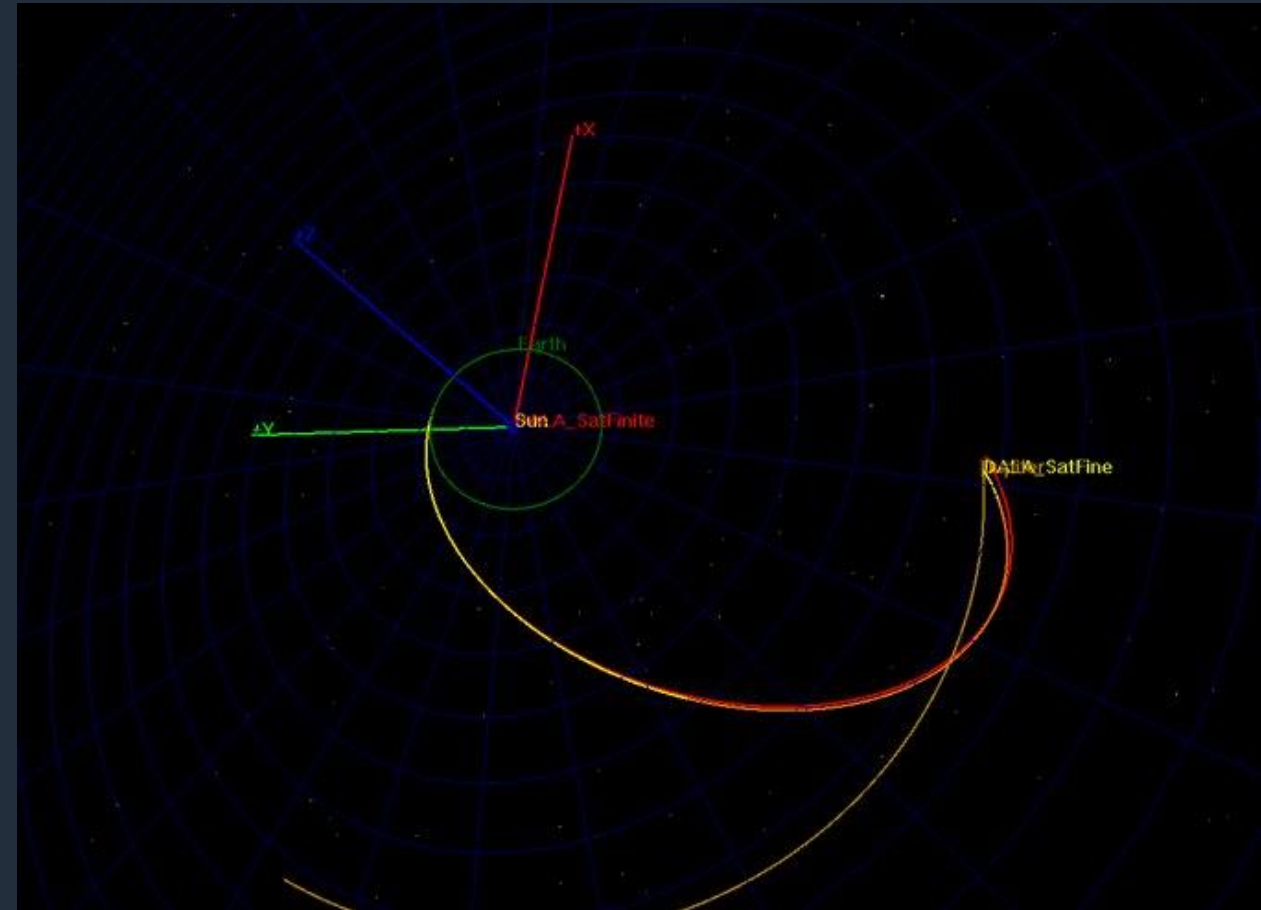
Propagador “Deep space”

- Maniobra de corrección

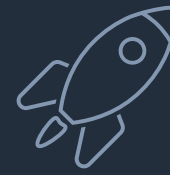
$$\rightarrow \Delta V_{corr}$$

Target Hipérbola de llegada

- $V_{\infty, Jup}$, $i = 50^\circ$ (B_T , B_R)
- R_p , inclinación órbita de llegada



Hipérbola de Llegada

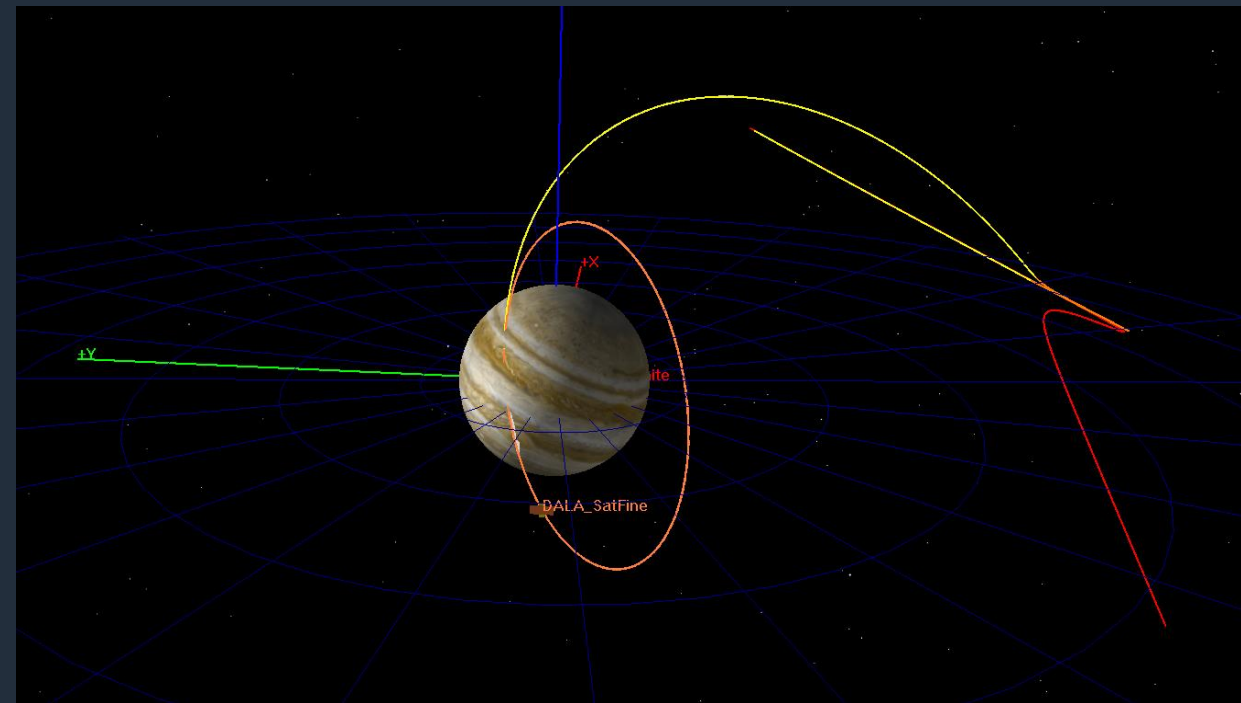


- Propagación hasta SOI de Júpiter

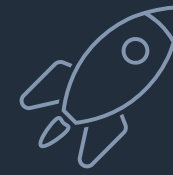
Propagador “Deep space”

- Propagación hasta R_p de la hipérbola de llegada

Propagador “Near Jupiter”



Órbita alrededor de Júpiter



► Maniobra de frenado

$$\rightarrow \Delta V_{fren}$$

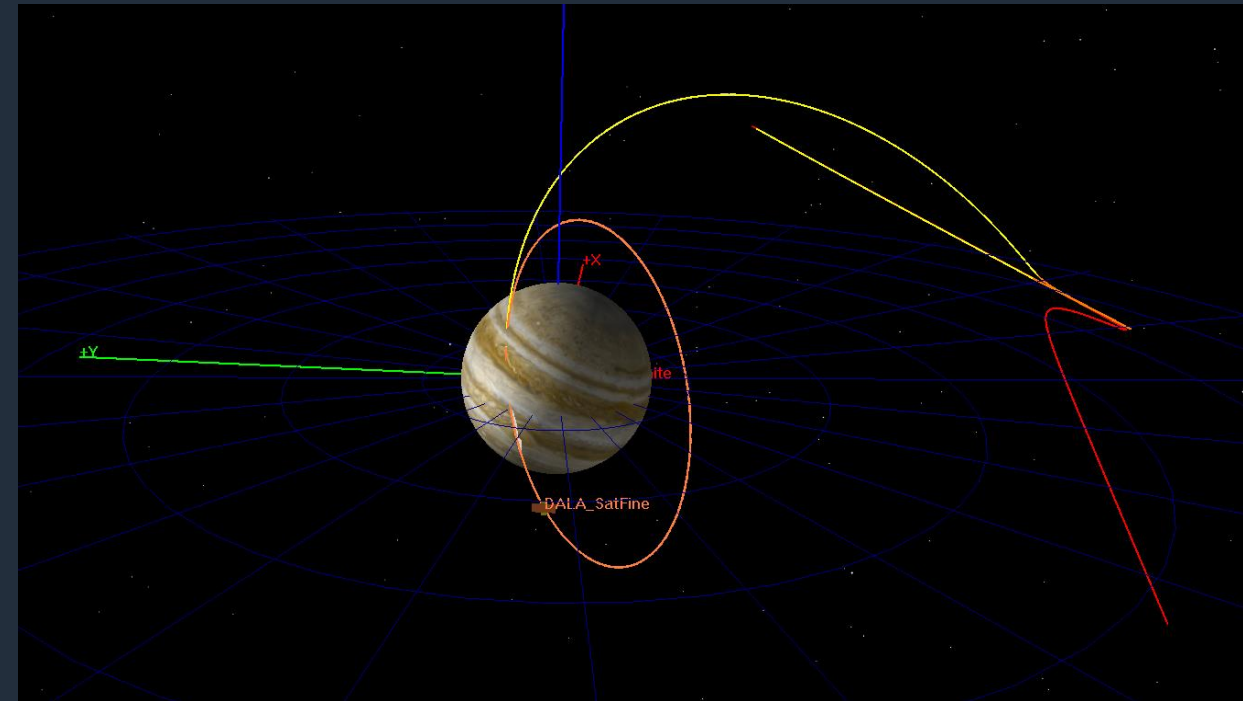
Target

R_p, i, e de la
órbita final

Ecuación de
Tsiolkovsky

\dot{m} cte

$\Delta V_i \rightarrow$ Estimación de $M_{p,i} \rightarrow$ Estimación de $t_{b,i}$



Trayectoria de Impulsos Finitos



Maniobra de salida



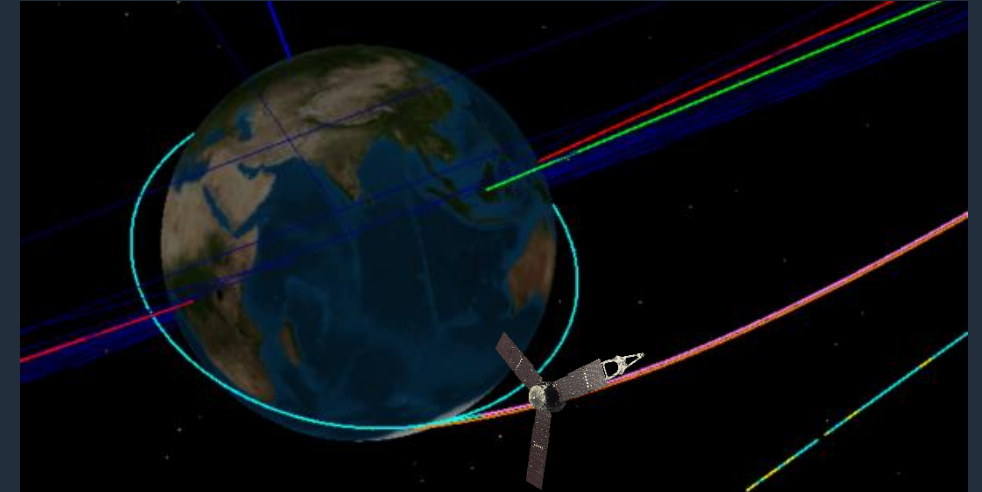
Concepto



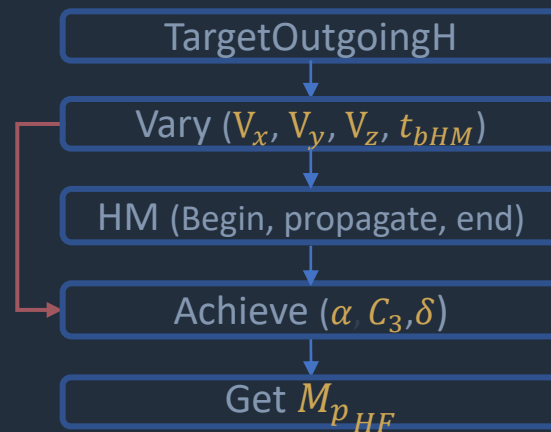
$$\begin{aligned} R_p &= 7300 \text{ km} & \omega &= 251.158 \text{ deg} \\ i &= 50 \text{ deg} & \Omega &= 168.569 \text{ deg} \\ e &= 0 & \nu &= 0 \text{ deg} \end{aligned}$$



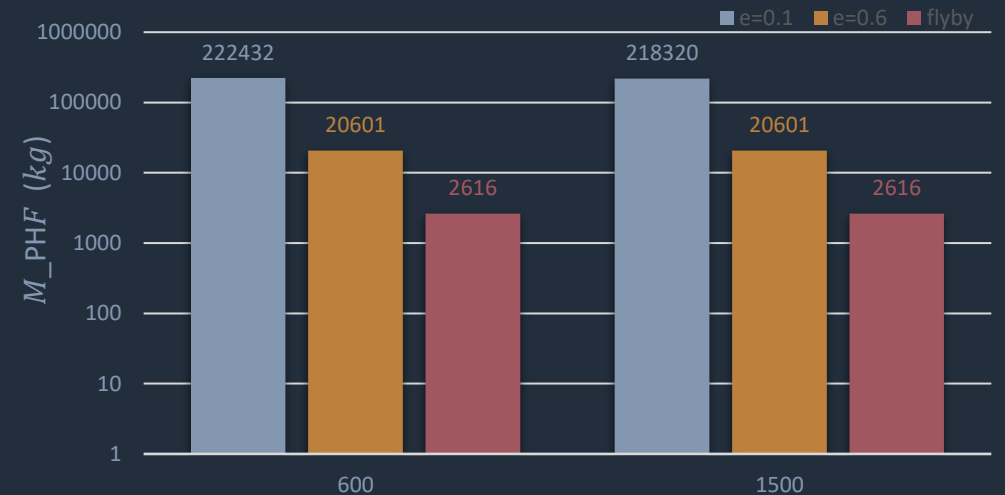
Para esta maniobra se hace uso del motor de inyección.



GMAT



Masas consumidas en las maniobra de salida



Maniobra de corrección



Concepto



Propagador "Deep space"



Para esta maniobra se hace uso del motor de corrección.

GMAT

TargetIncomingOrbit

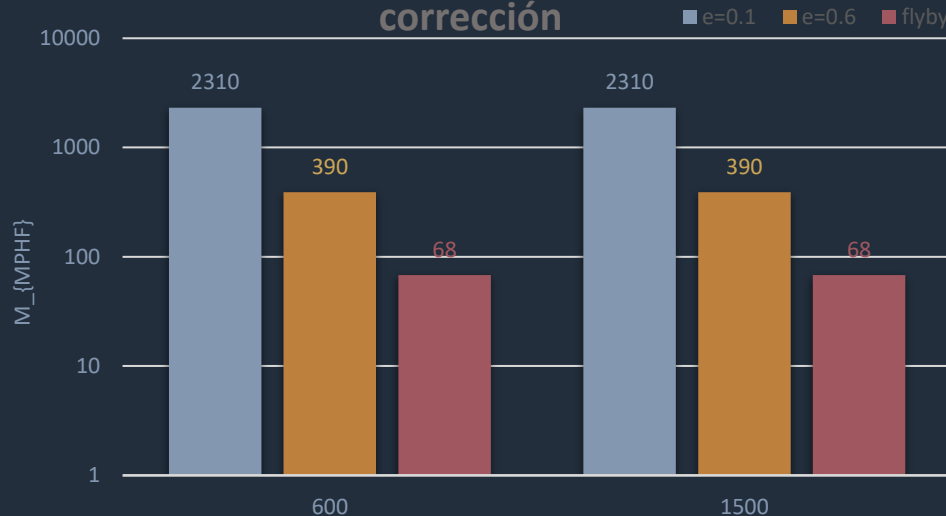
Vary (V_x, V_y, V_z, t_{MCM})

MCM (Begin, propagate, end)

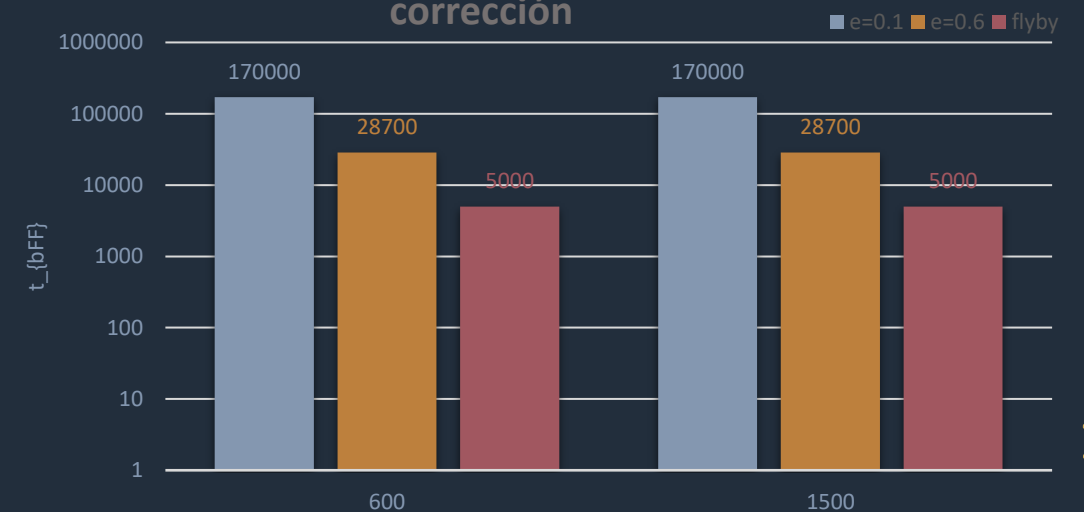
Achieve (α, C_3, δ)

Get $M_{p_{HF}}$

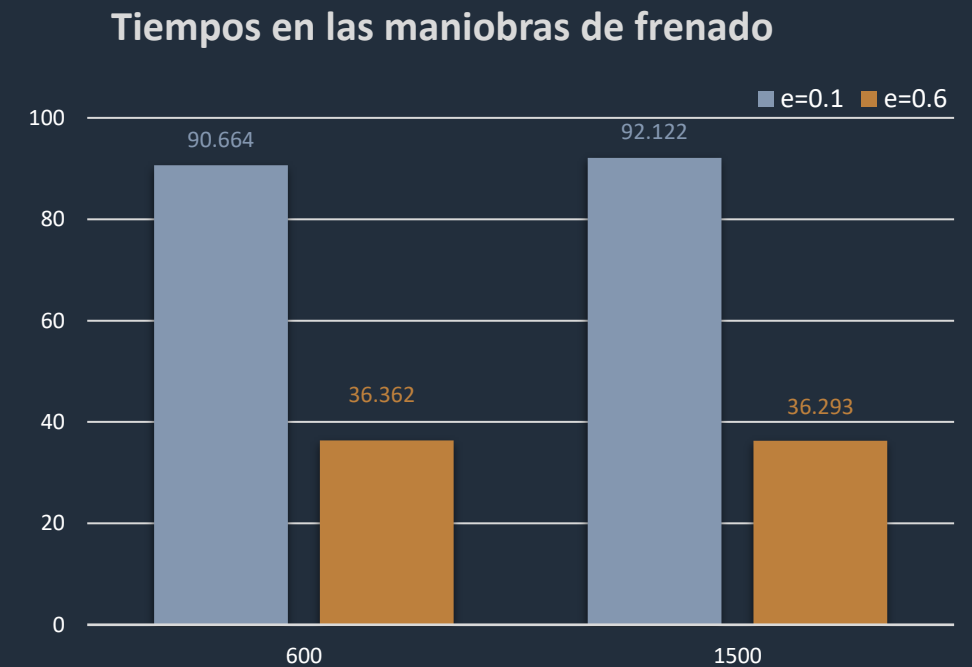
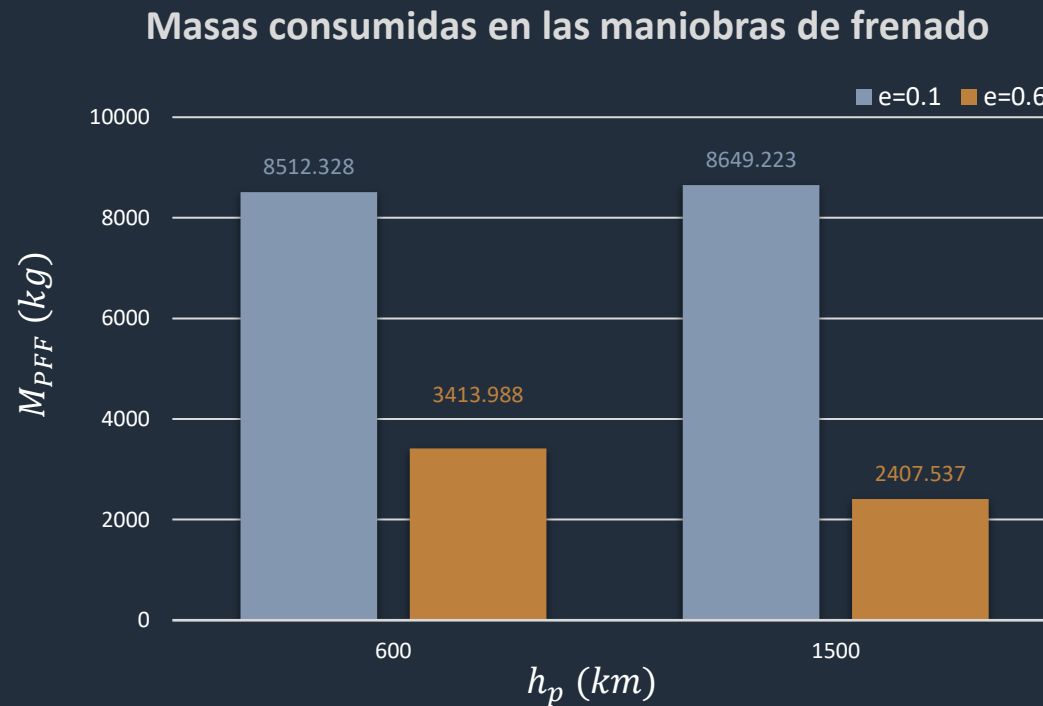
Masas consumidas en las maniobras de corrección



Tiempos necesarios en las maniobras de corrección



Maniobra de frenado



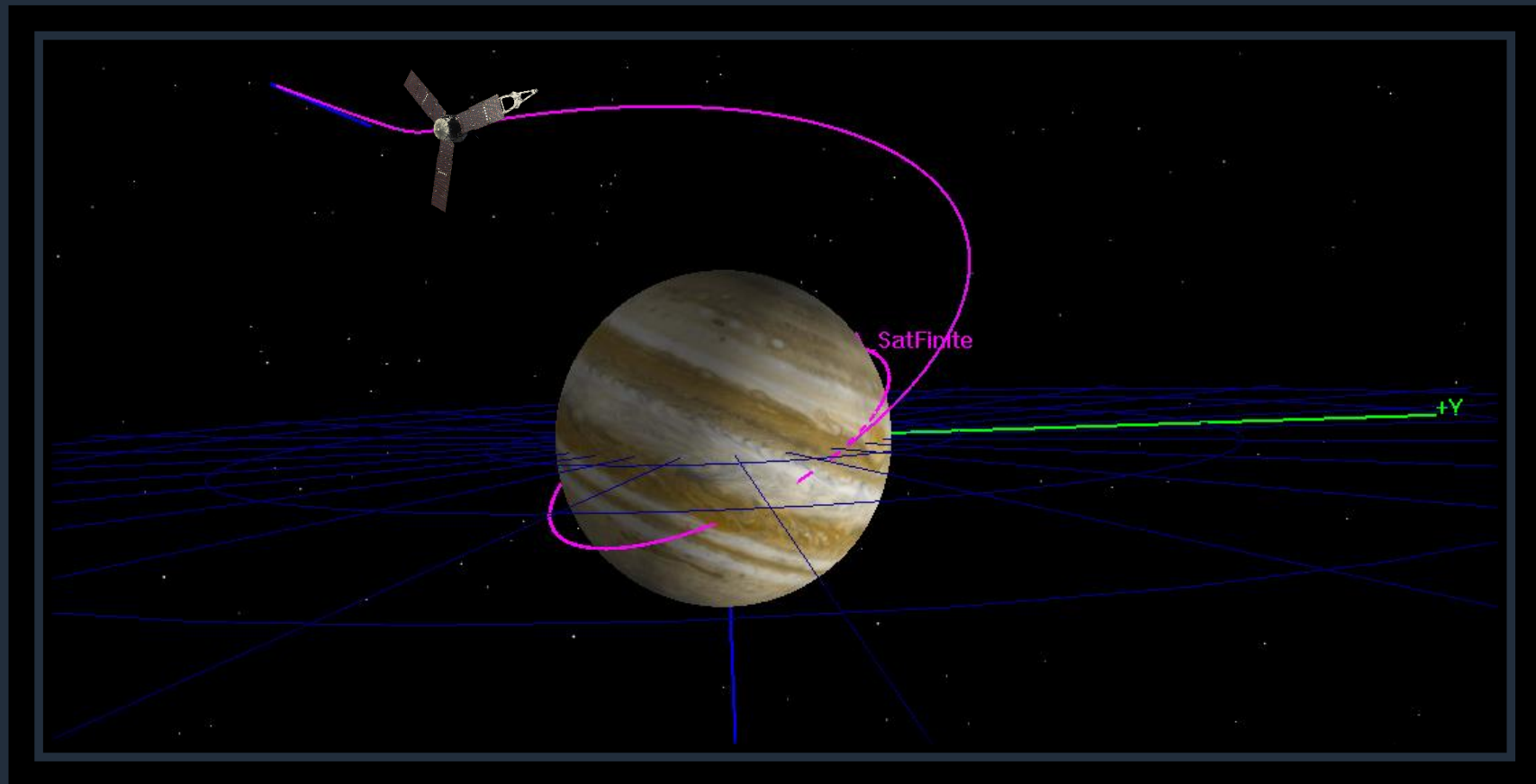
⇒ Órbita $e = 0,1$ → no se consigue llegar con la M_p estimada

└─ Requiere optimización del inventario de masas

Resultados



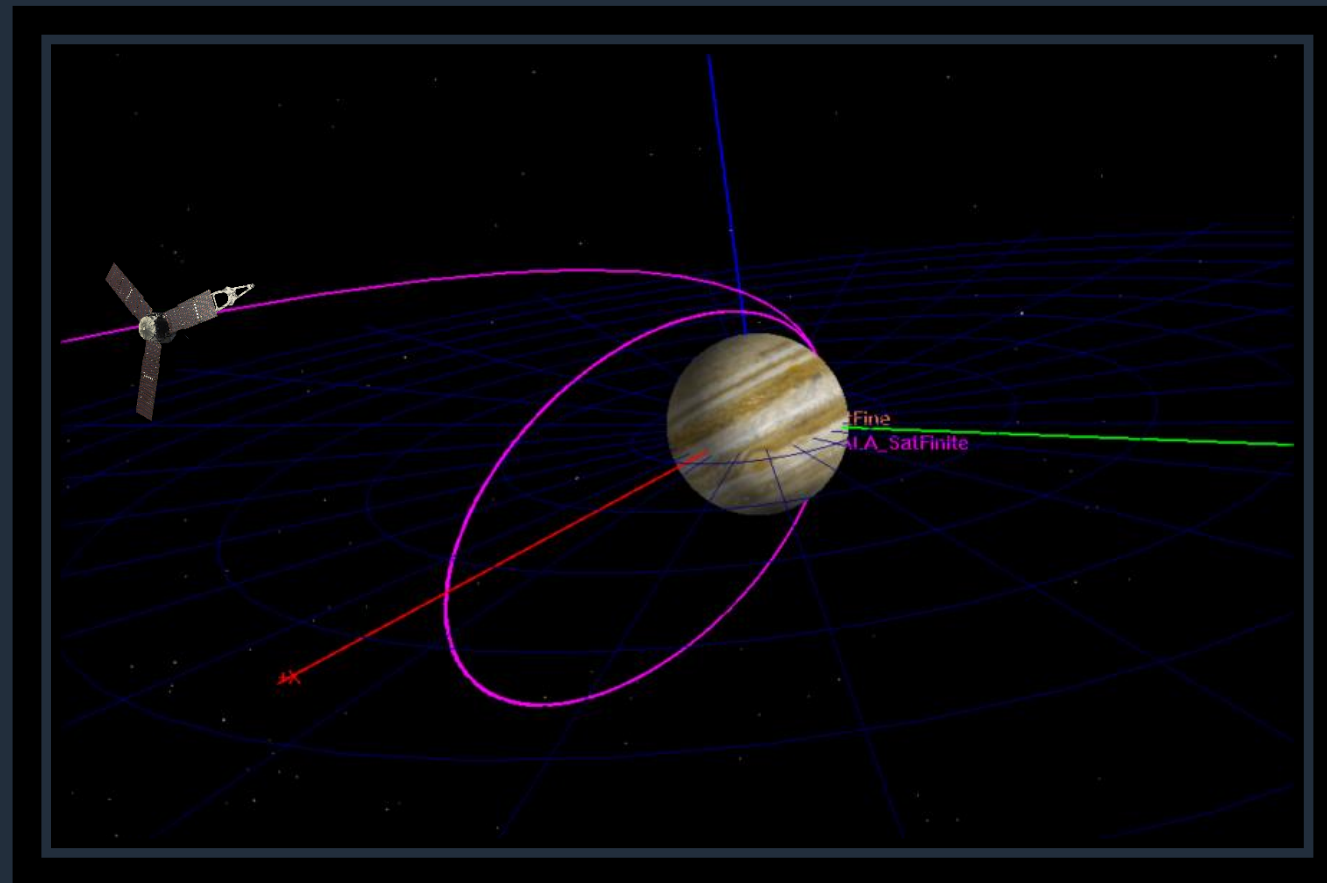
- 1 Órbita final con $h_p = 1500 \text{ km}$ y $e = 0,1$



Resultados



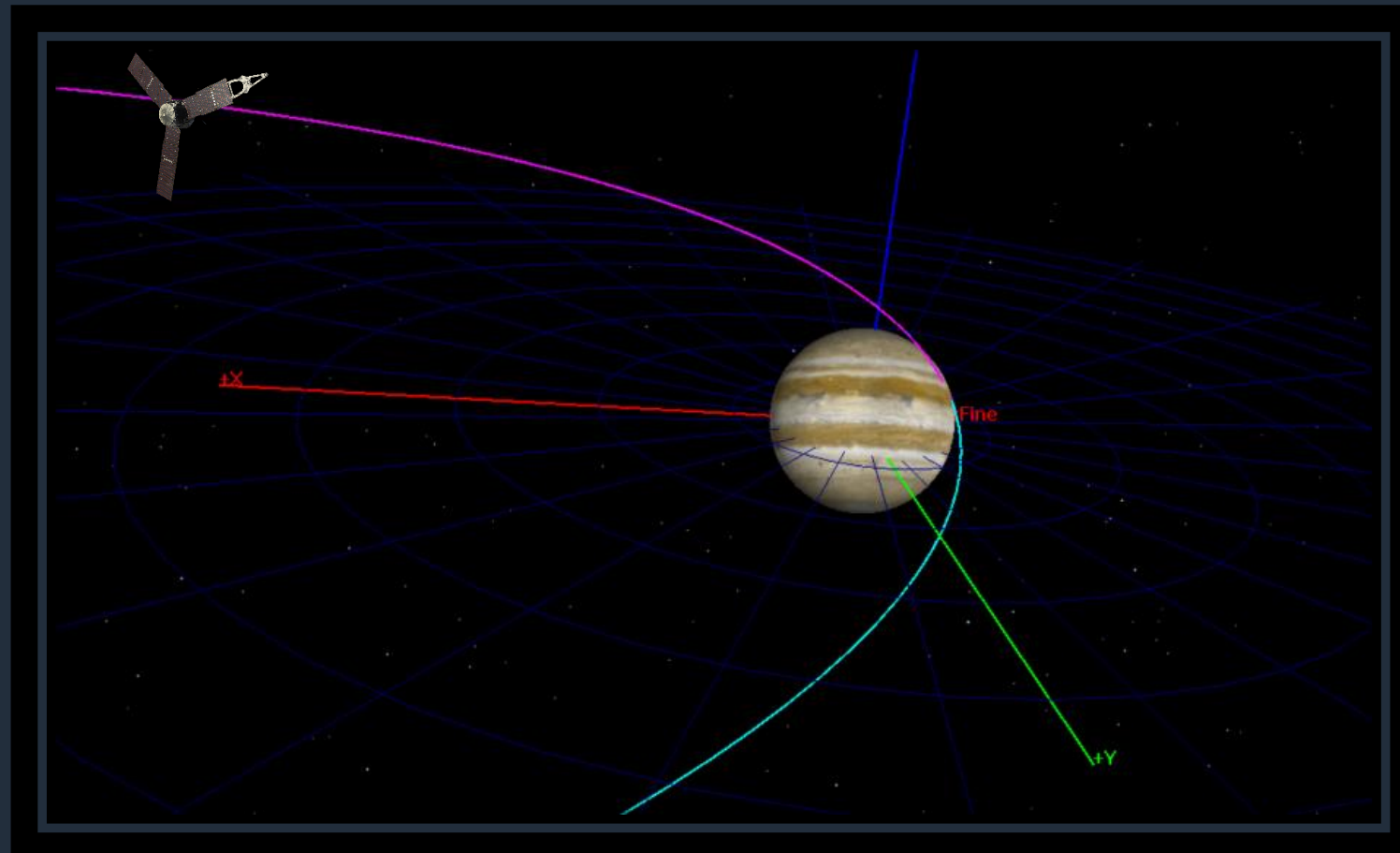
- ② Órbita final con $h_p = 1500 \text{ km}$ y $e = 0,6$



Resultados



- ③ Órbita final con $h_p = 1500 \text{ km}$ y fly-by

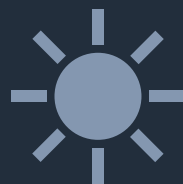




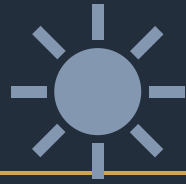
Conclusiones

- ⇒ Muy útil la estimación de impulsos instantáneos
- ⇒ Gran ahorro de propulsante con maniobra fly-by (↑ carga de pago)
 - ↳ Reducción del tiempo de estudio del planeta
- ⇒ {
 - Poca diferencia de masas para las distintas altitudes
 - Gran diferencia de masas para las distintas excentricidades
- ⇒ Mejor opción: alta excentricidad y baja altura de periapsis
 - ↳ Mayor velocidad de paso por el periapsis

Eclipses y contactos



Eclipses

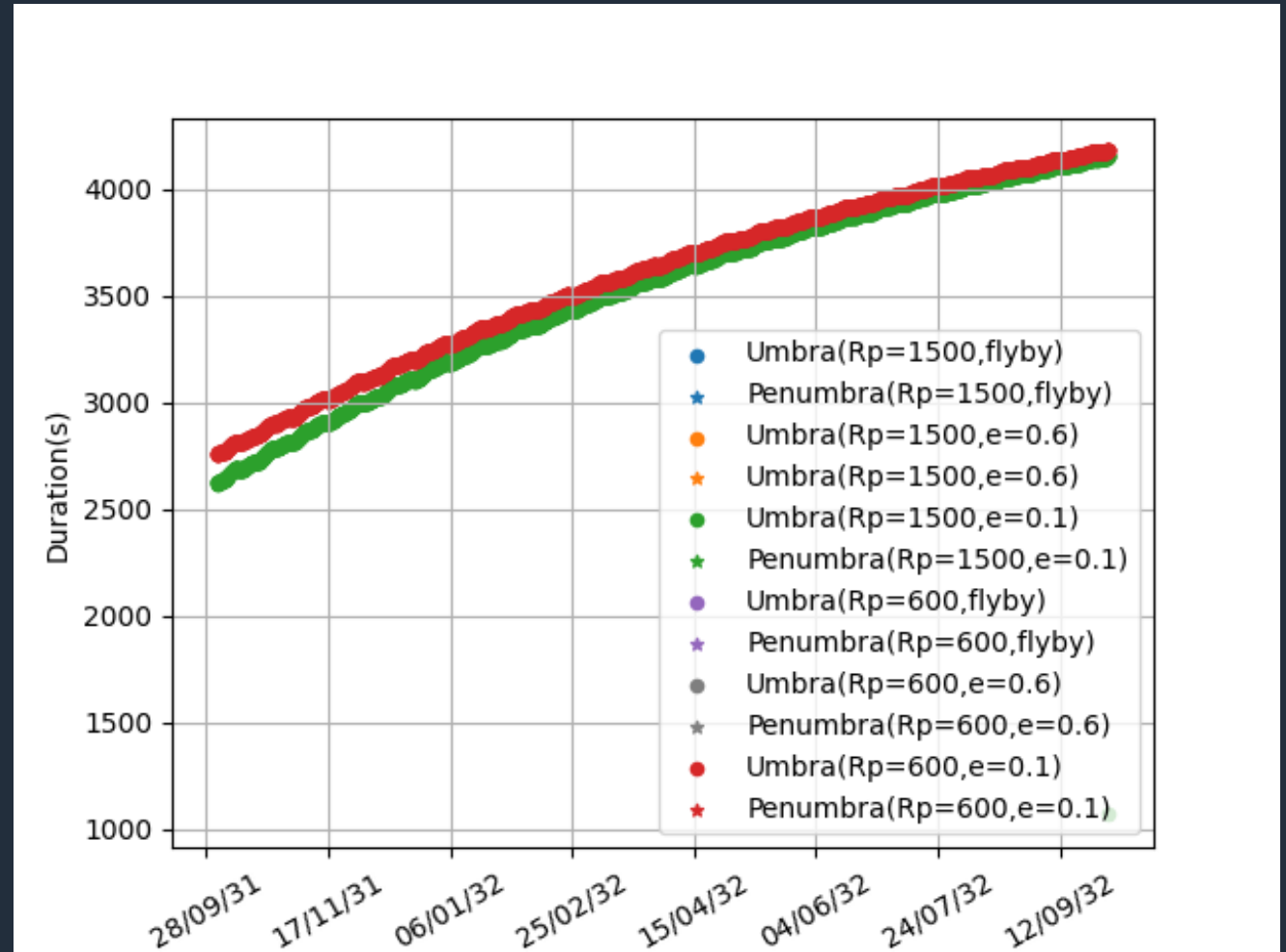


Eclipses con Júpiter:

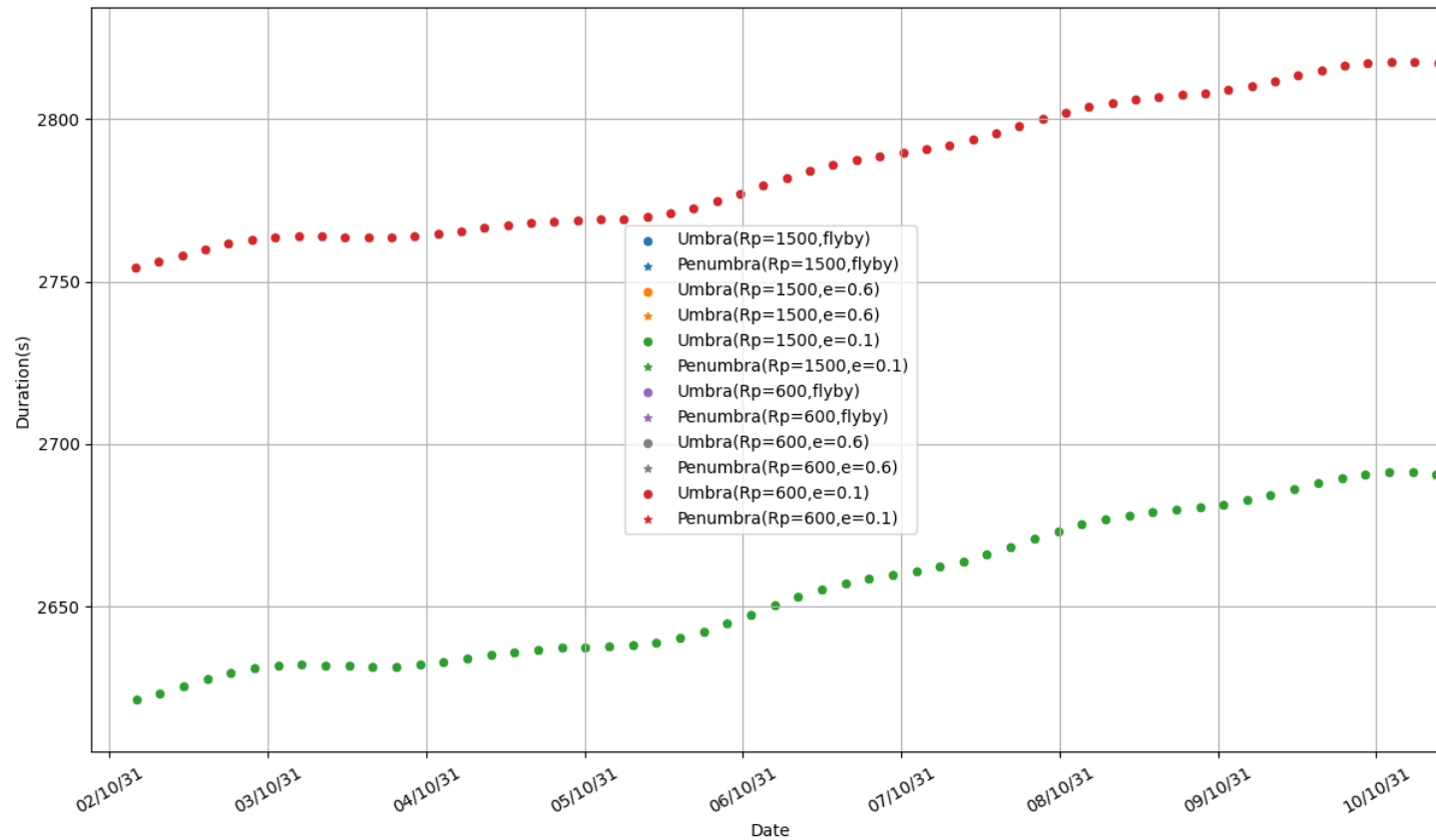
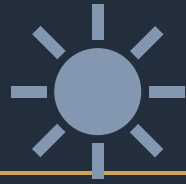
- Solo las órbitas con baja excentricidad tienen eclipses
- Se alargan con el tiempo



Es de esperar que sigan creciendo hasta un máximo a lo largo del año jupiteriano



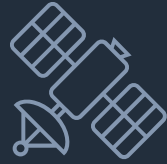
Eclipses



Contactos



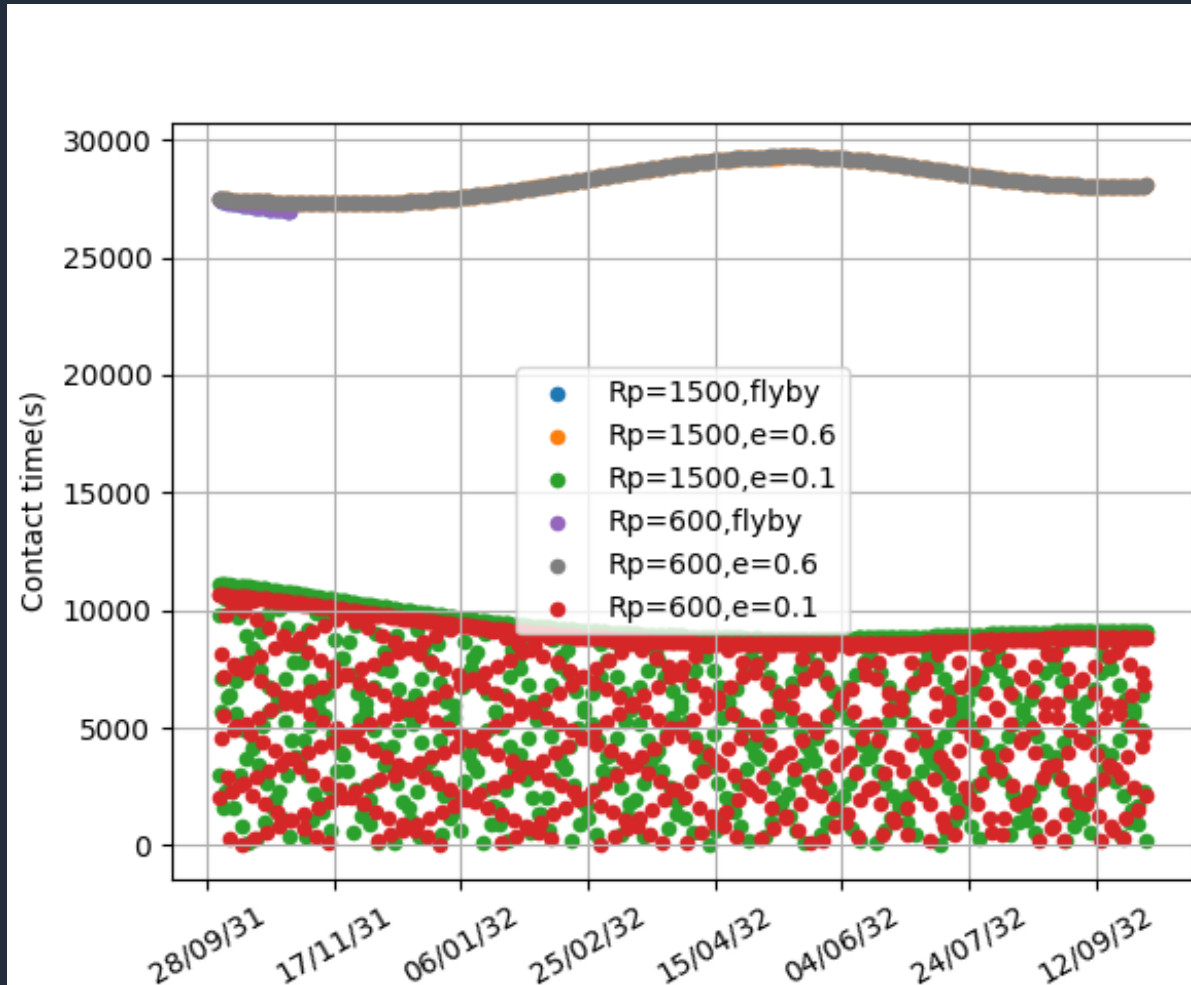
Contactos con
Montegancedo



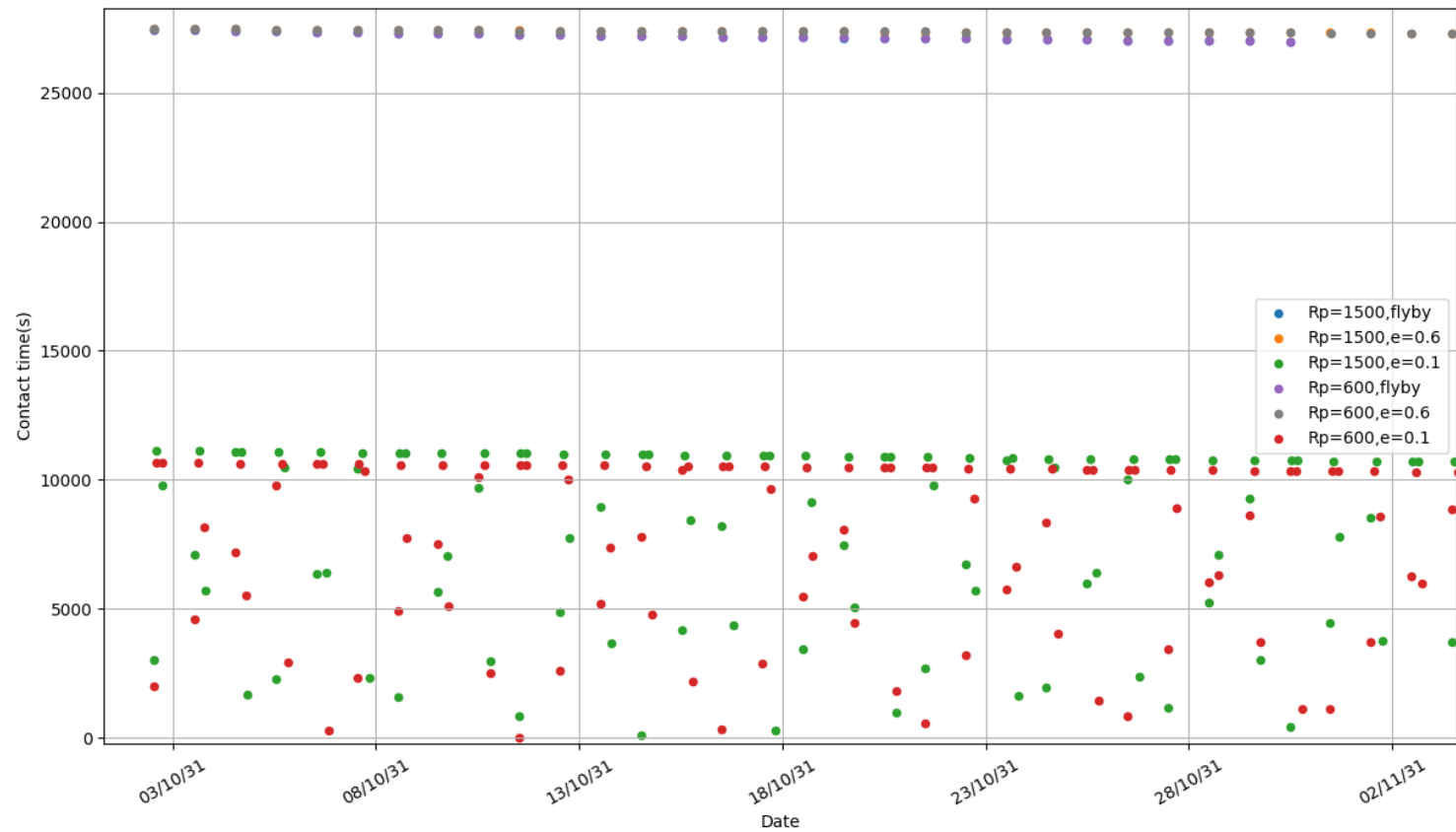
Latitud : 40.406361°
Longitud: 356.167972°



Las órbitas de menor
exentricidad tienen
menos tiempo de
contacto pero más
frecuencia



Contactos



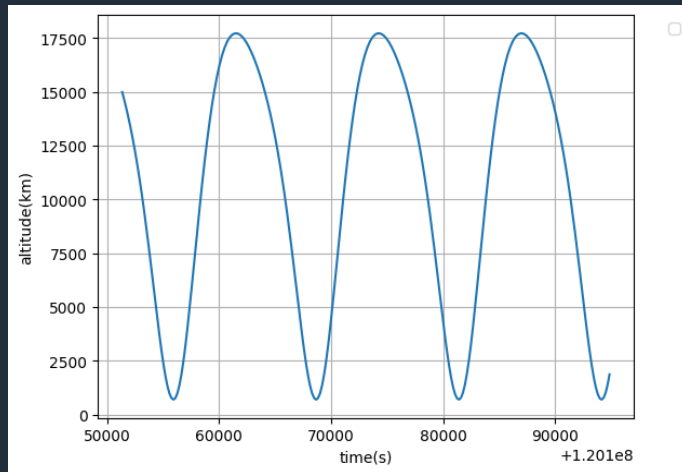
Evolución de la altura y traza



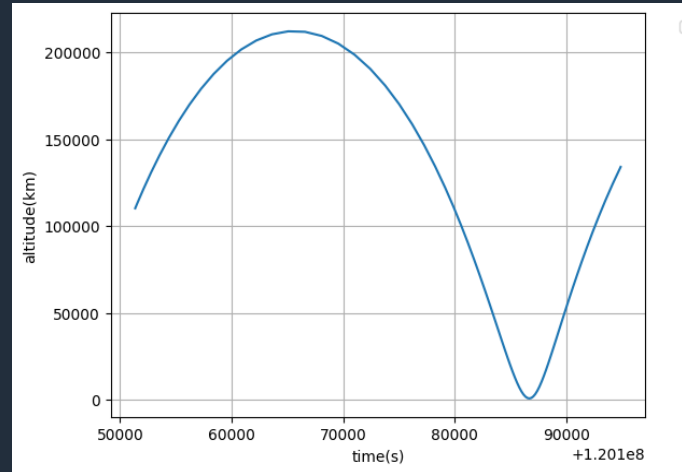
Evolución de la altura



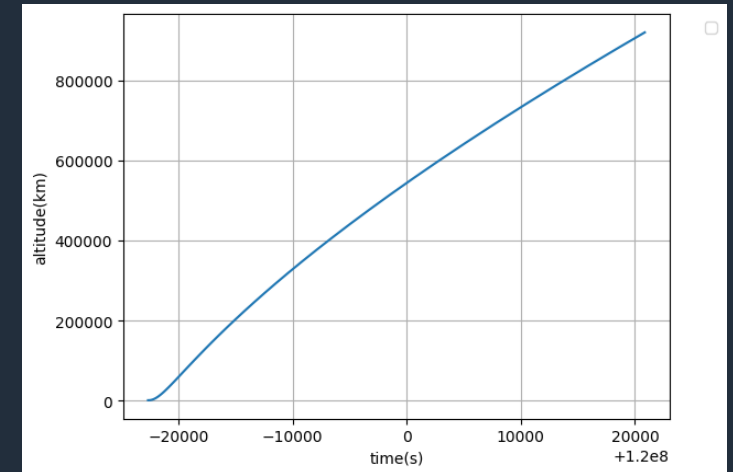
Altura de perigeo: 600 km



Excentricidad 0.1



Excentricidad 0.6

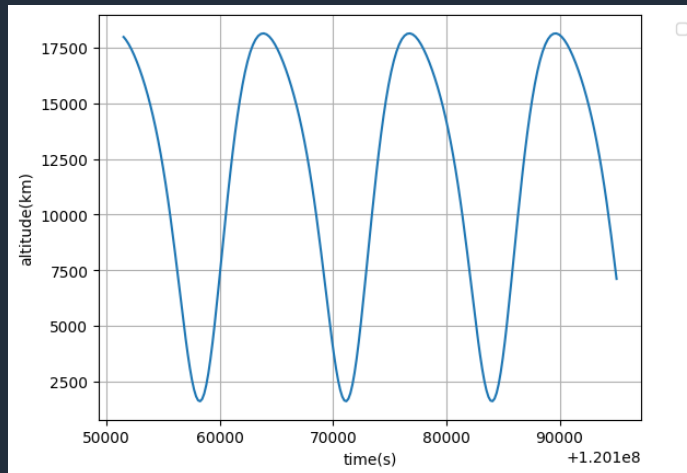


Fly-by

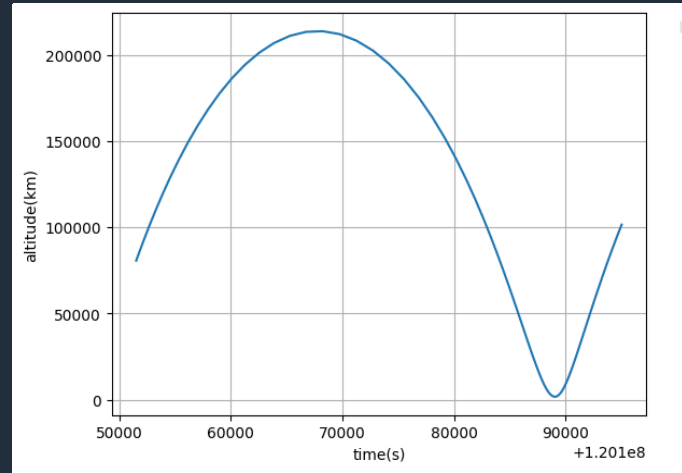
Evolución de la altura



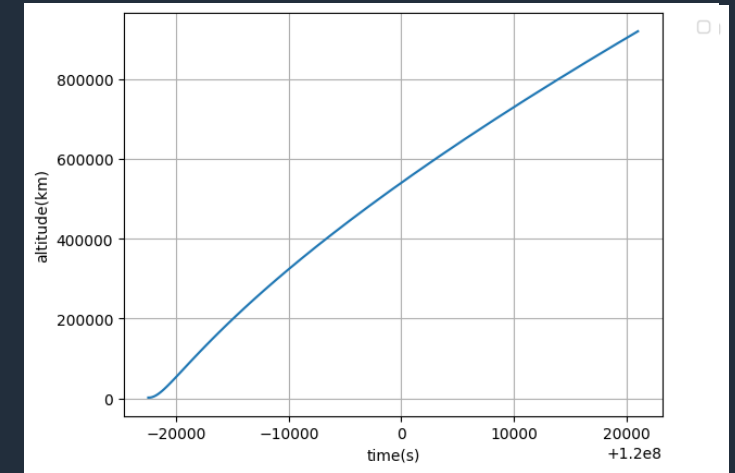
Altura de perigeo: 1500 km



Excentricidad 0.1



Excentricidad 0.6



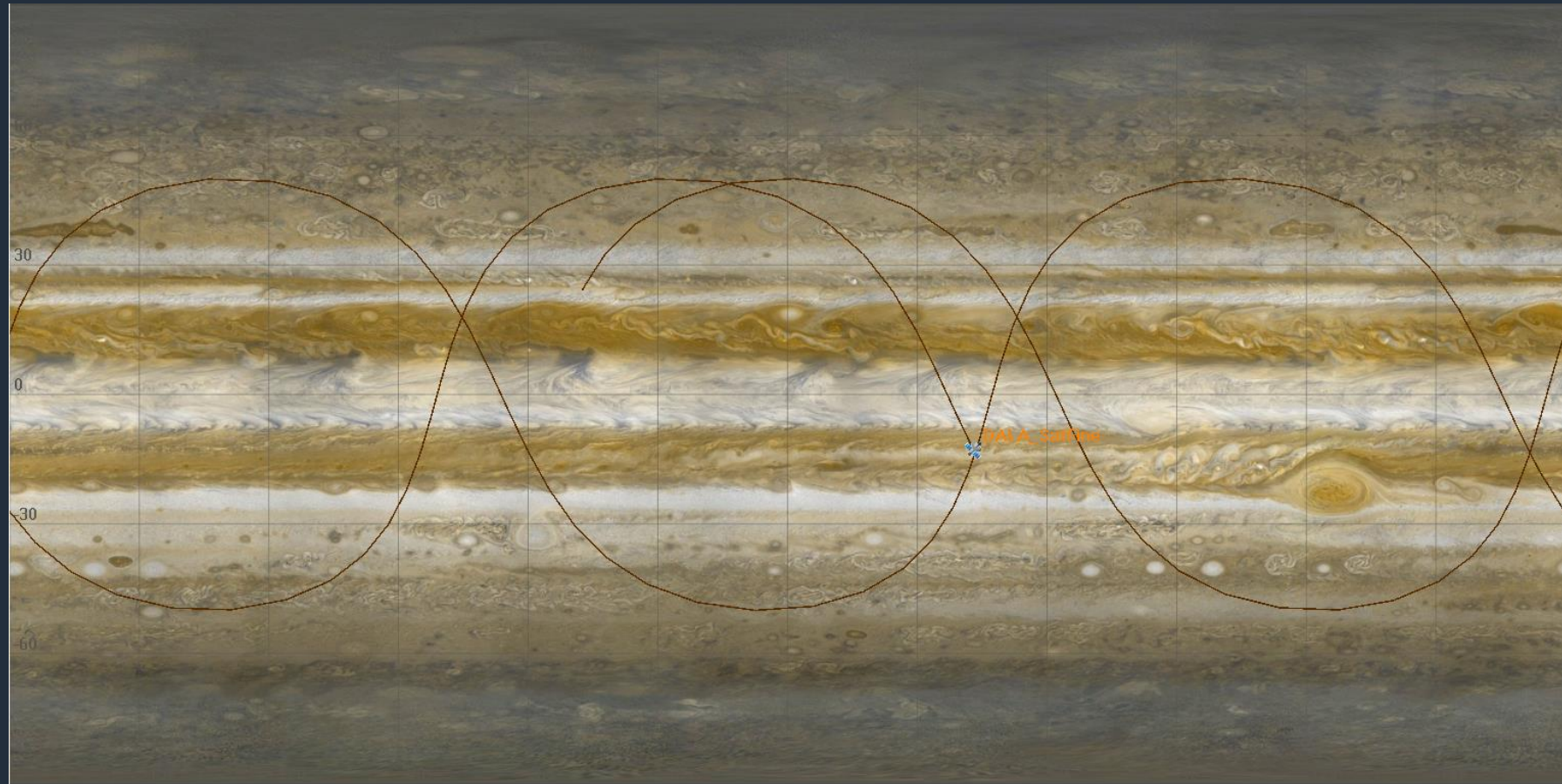
Fly-by

Traza



Altura de perigeo: 600 km

Excentricidad: 0.1

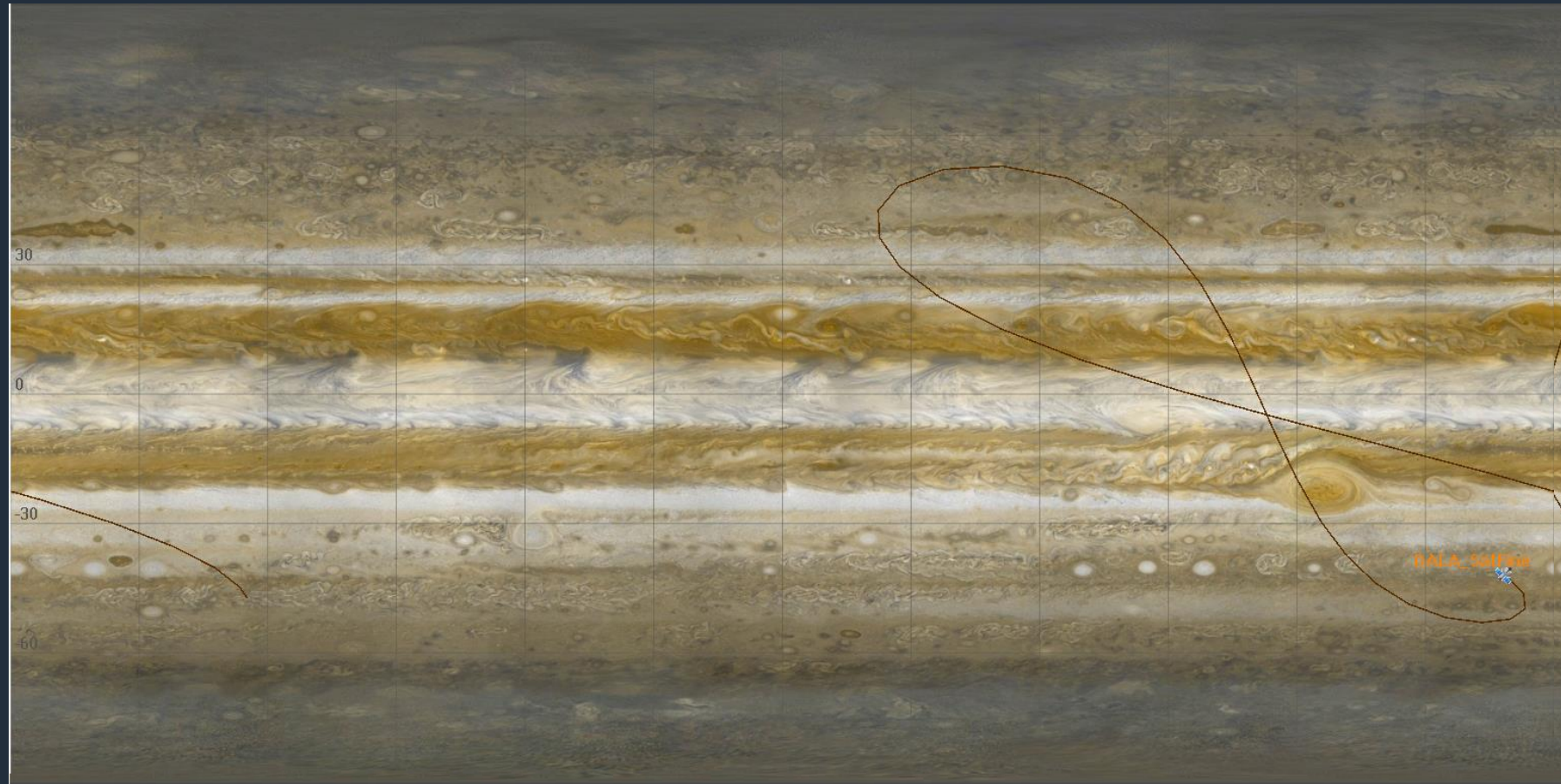


Traza



Altura de perigeo: 600 km

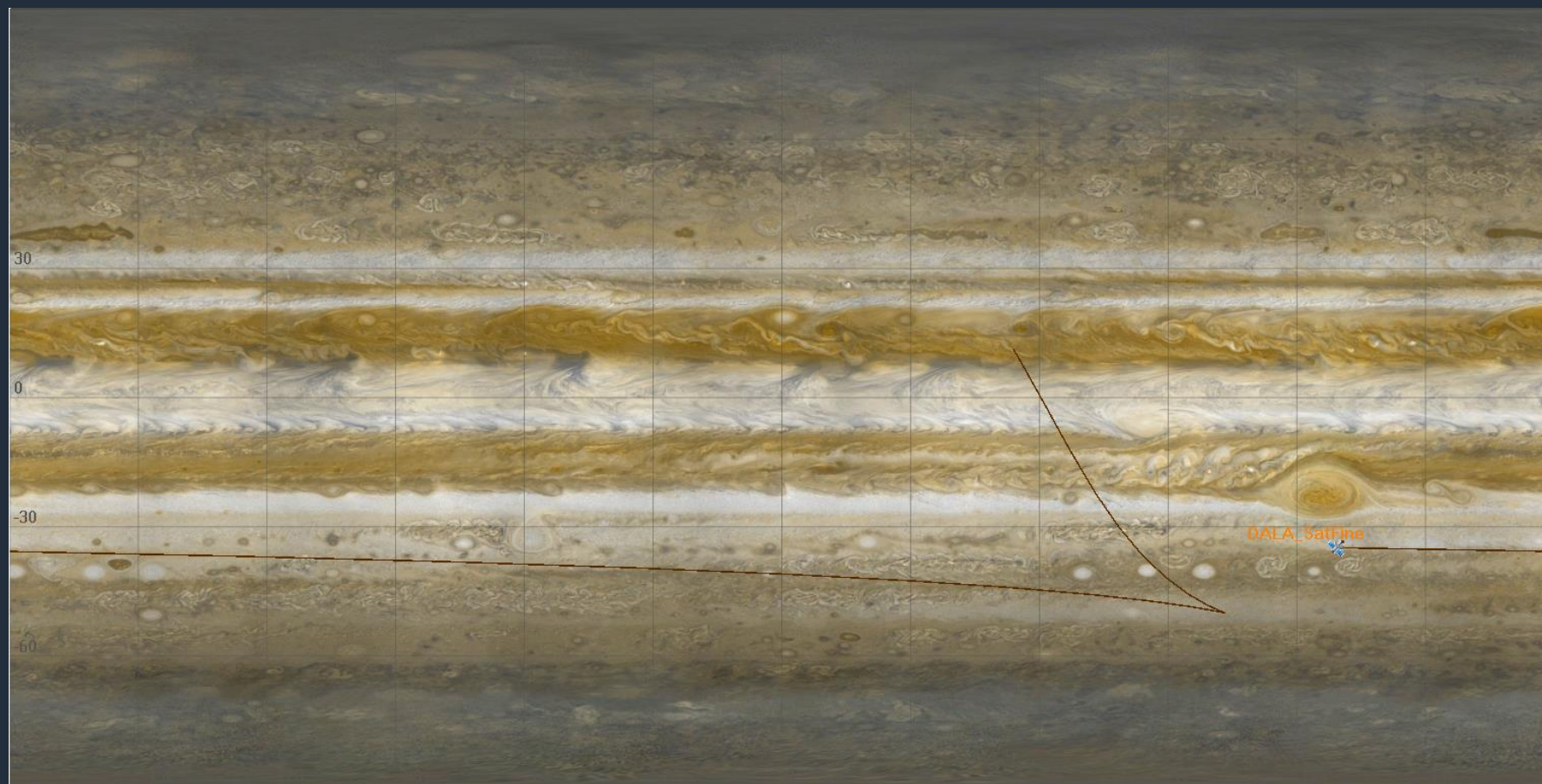
Excentricidad: 0.6



Traza



Altura de perigeo: 600 km
Fly-by

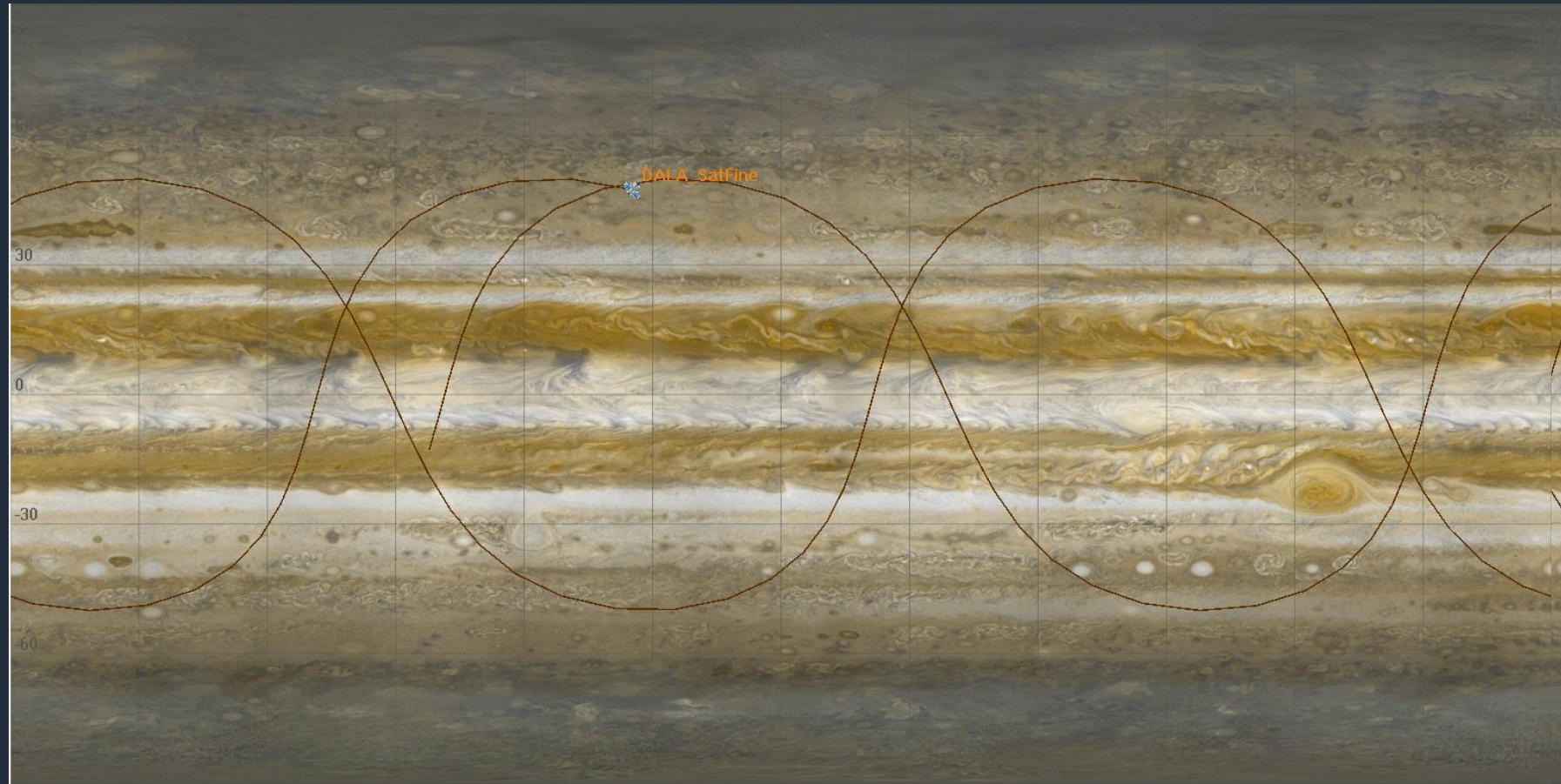


Traza



Altura de perigeo: 1500 km

Excentricidad: 0.1

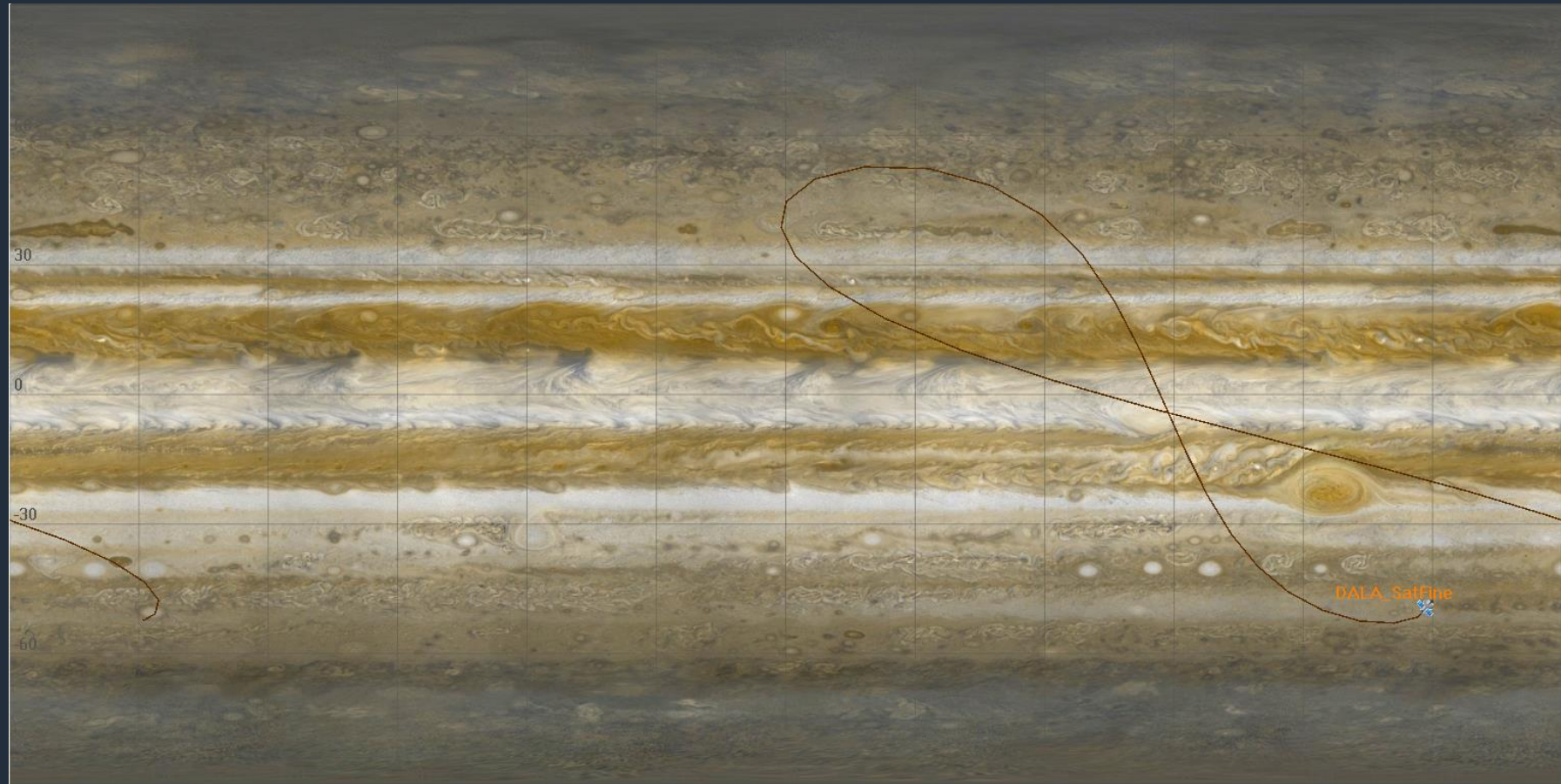


Traza



Altura de perigeo: 1500 km

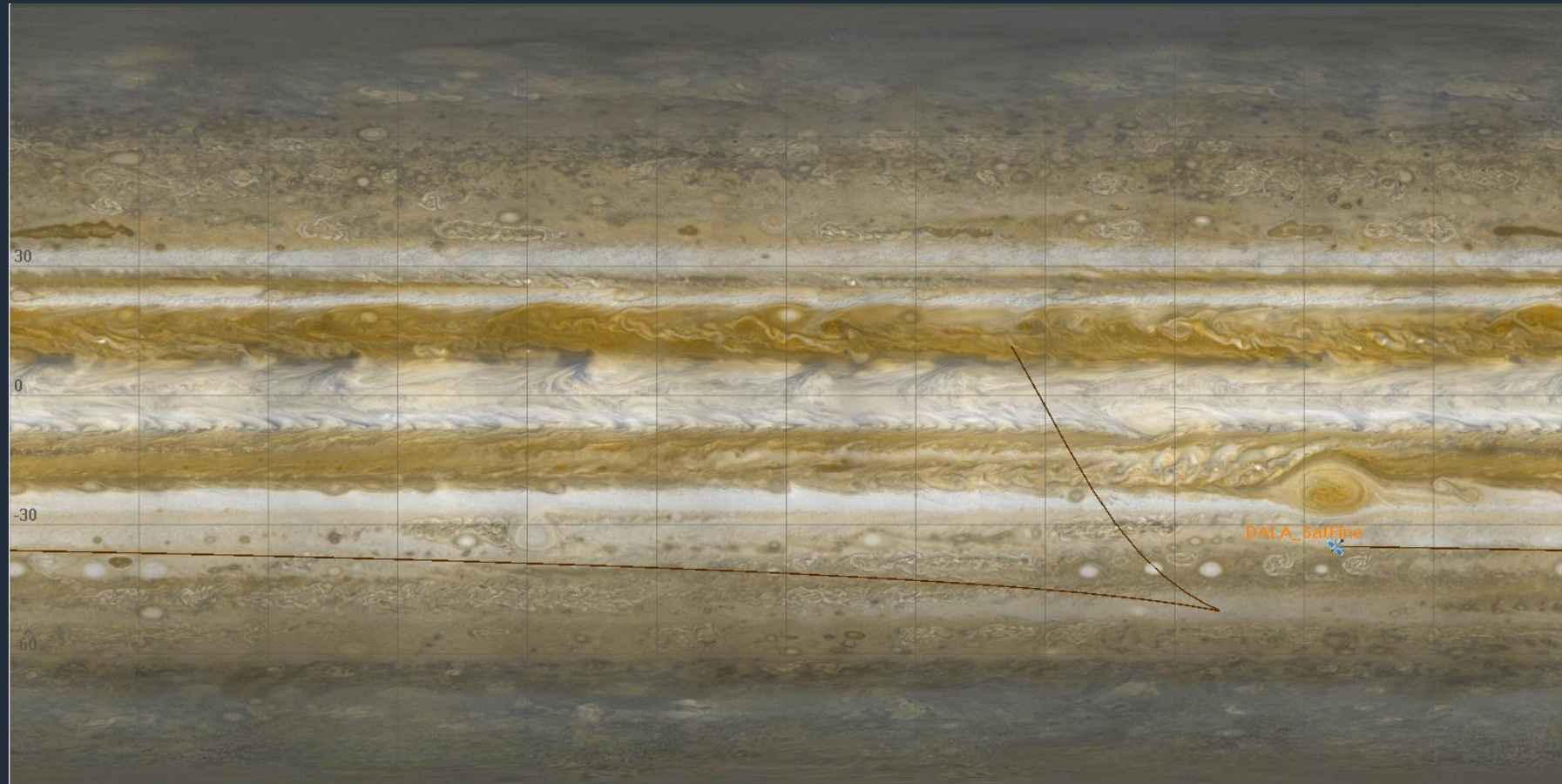
Excentricidad: 0.6

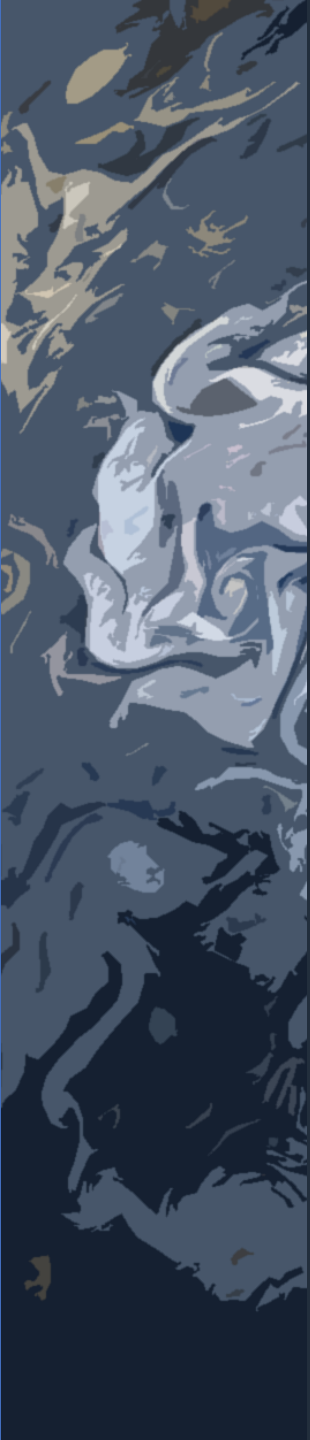


Traza



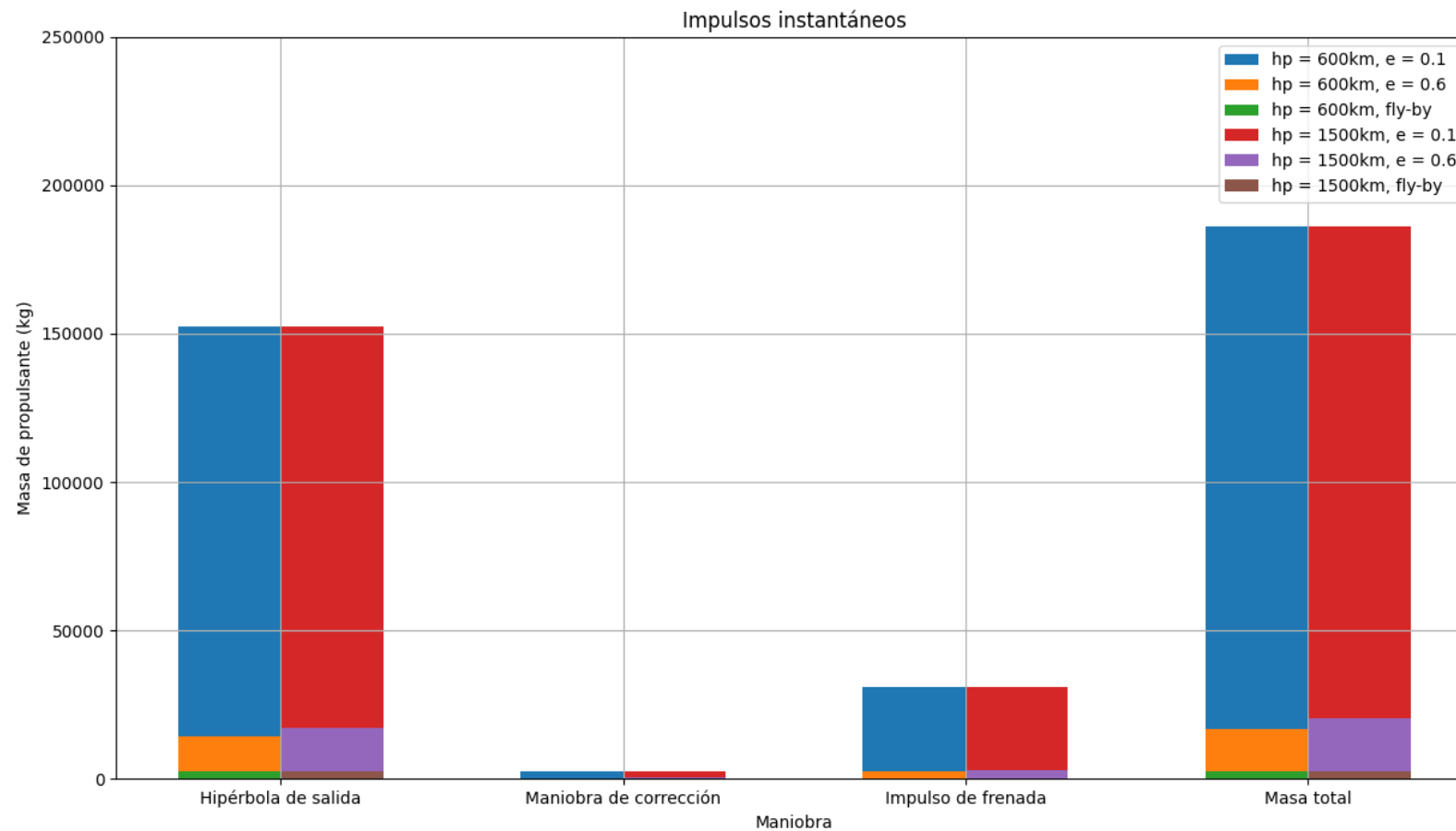
Altura de perigeo: 1500 km
Fly-by



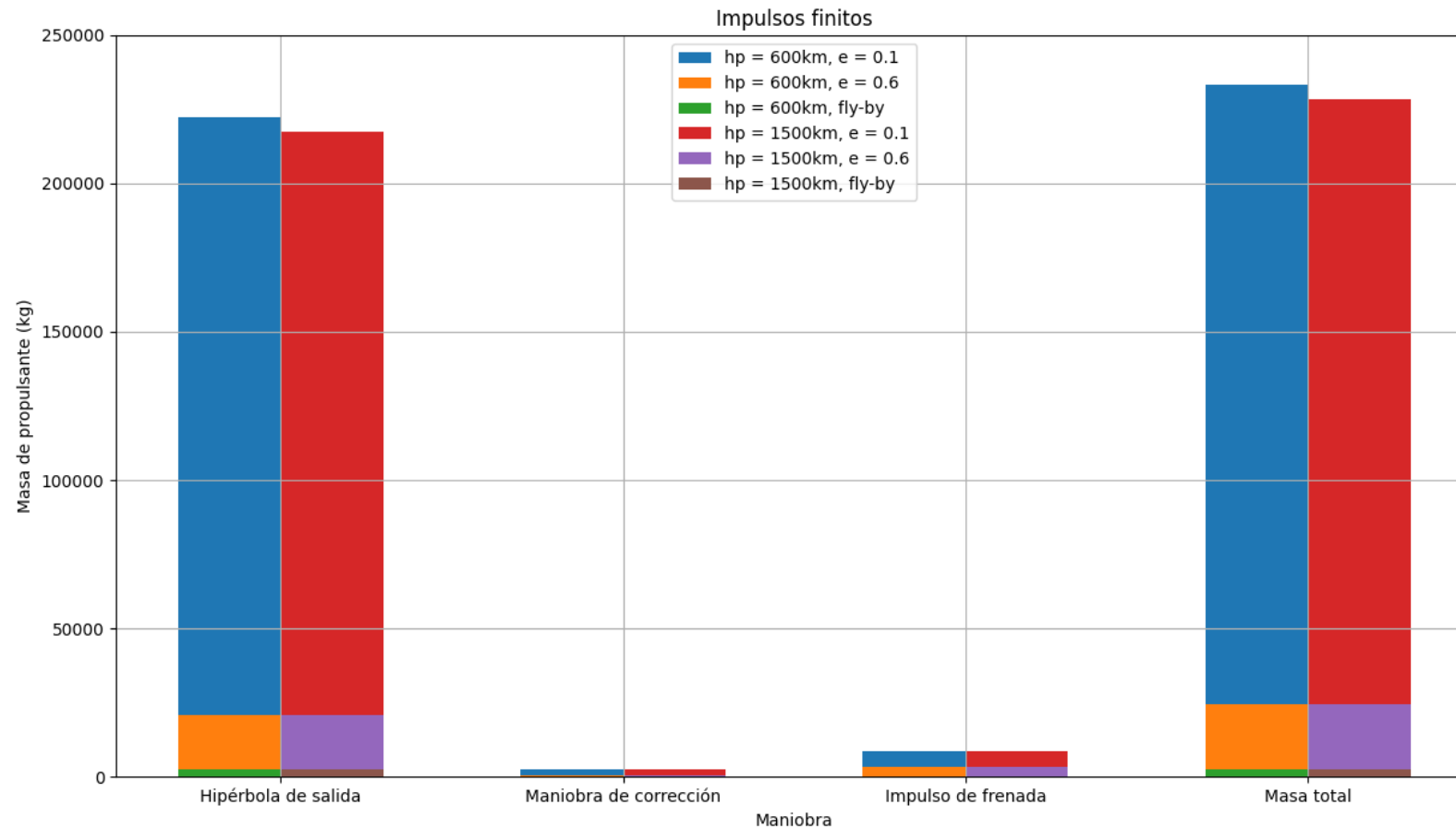


Conclusiones

Impulsos instantáneos



Impulsos finitos



The image shows two satellites in space. The satellite in the foreground is larger, with a prominent circular dish antenna and several large, rectangular solar panels. The satellite in the background is smaller and has a Y-shaped structure with three solar panels. Both are positioned above the Earth's horizon, which is visible as a curved line with a blue and white atmosphere. The background is the blackness of space.

¿Preguntas?
