

Calcule a inclinação da órbita para o satélite terrestre hélio síncrono com semi eixo maior a=6700 km e excentricidade e=0,01.

Resolução: trata-se de um aplicação direta da fórmula da velocidade de rotação da linha dos nodos. Vamos inserir as demais informações e isolar o valor da inclinação necessária:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}nJ_2\left(\frac{R_e}{p}\right)^2 \cos i$$

Isolando a inclinação:

$$\cos i = -\dot{\Omega} \frac{2}{3nJ_2} \left(\frac{p}{R_e}\right)^2$$

```
import numpy as np
# Constantes
mu=3.986004418E14 # m^3/s^2
# Dados do problema
J2=0.0010826 # Segunda constante de Jeffery da Terra
Re=6378.14E3 # m - Raio equatorial da Terra
a=6700E3 # m - semi eixo maior da órbita
e=0.01 # excentricidade
# Dado indireto do problema - velocidade hélio síncrona (rotação da Terra ao redor do Sol)
OMpm=2*np.pi/365.25 # rad por dia
OMpm=OMpm/(24*60*60) # rad/s
# Velocidade angular da órbita
n=np.sqrt(mu/a**3)
# Parâmetro da órbita
p=a*(1-e**2)
# Inclinação necessária para a órbita hélio síncrona
inc=np.arccos(-OMpm*(2/(3*n*J2))*(p/Re)**2)
print("Inclinação para obter a órbita hélio síncrona do exercício")
print("i = ",inc*180/np.pi,"°")
```

```
Inclinação para obter a órbita hélio síncrona do exercício
i = 96.74779106514552 °
```

Clique duas vezes (ou pressione "Enter") para editar