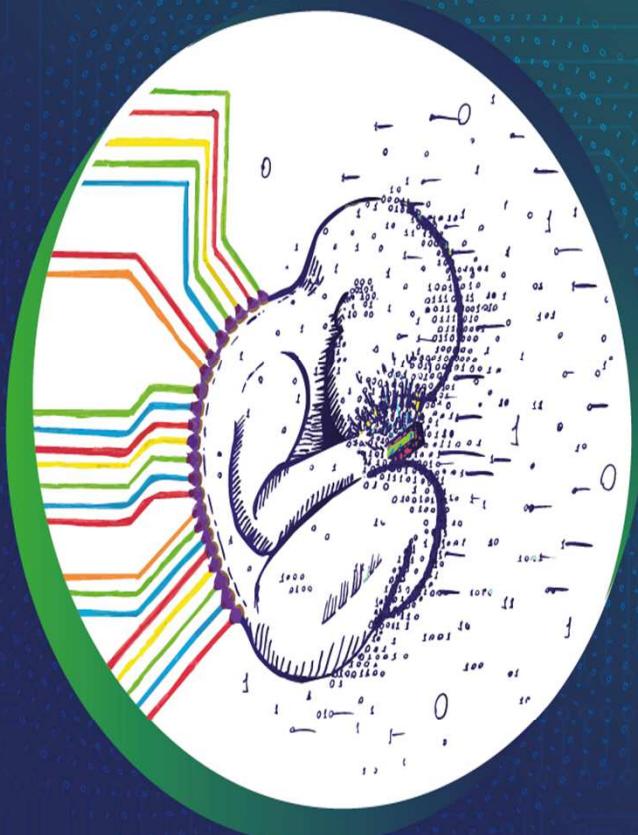


MÊS NACIONAL DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INovações  
OUTUBRO / MCTI



# 17ª SEMANA NACIONAL DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INTELIGÊNCIA ARTIFICIAL:  
A NOVA FRONTEIRA DA CIÊNCIA BRASILEIRA

#SNCTMCTI

EDIÇÃO 2020



MINISTÉRIO DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INovações





17ª SEMANA  
NACIONAL DE  
CIÊNCIA E  
TECNOLOGIA

Inteligência Artificial: A Nova Fronteira da Ciéncia Brasileira

MÊS NACIONAL DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES  
OUTUBRO / MCTI

# Aprendendo sobre órbitas de satélites com o programa STK

Lázaro Aparecido Pires de Camargo  
Divisão de Pequenos Satélites - DPST  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE  
São José dos Campos - SP



MINISTÉRIO DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES

PÁTRIA AMADA  
**BRASIL**  
GOVERNO FEDERAL

## Conteúdo:

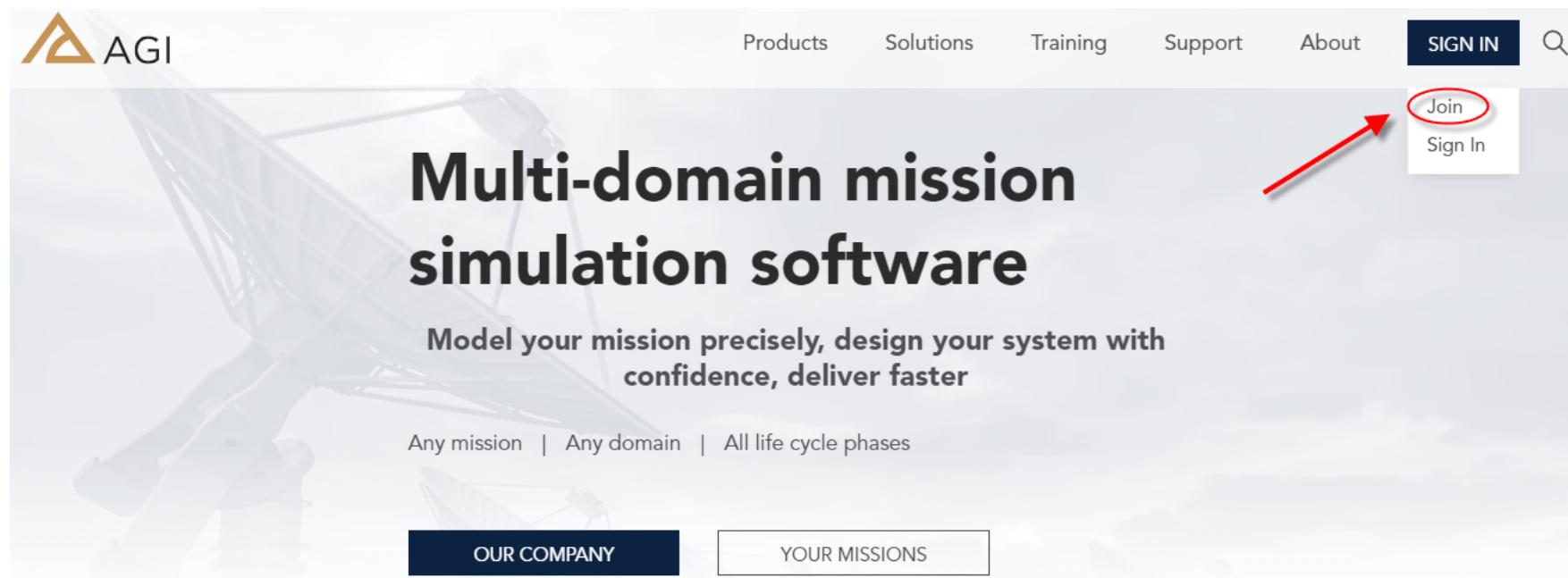
- Satélites e Orbitas - uma breve introdução
- Introdução ao STK
- Simulando alguns missões de cubesats do INPE usando o STK

[https://github.com/lazarocamargo/orbitas\\_stk](https://github.com/lazarocamargo/orbitas_stk)

# Instalando o STK

## Programa STK:

1. Criar uma conta no site da AGI ([www.agi.com](http://www.agi.com))



# Programa STK (continuação)

## 2. Preencher o formulário:



### New Account Creation

Creating a new account requires entering complete and accurate information about yourself and your organization.

Email

#### Contact Information

Salutation (optional)

First Name

Observação: No campo “Organization”, colocar “Hobbyisty”

Country

Organization

→

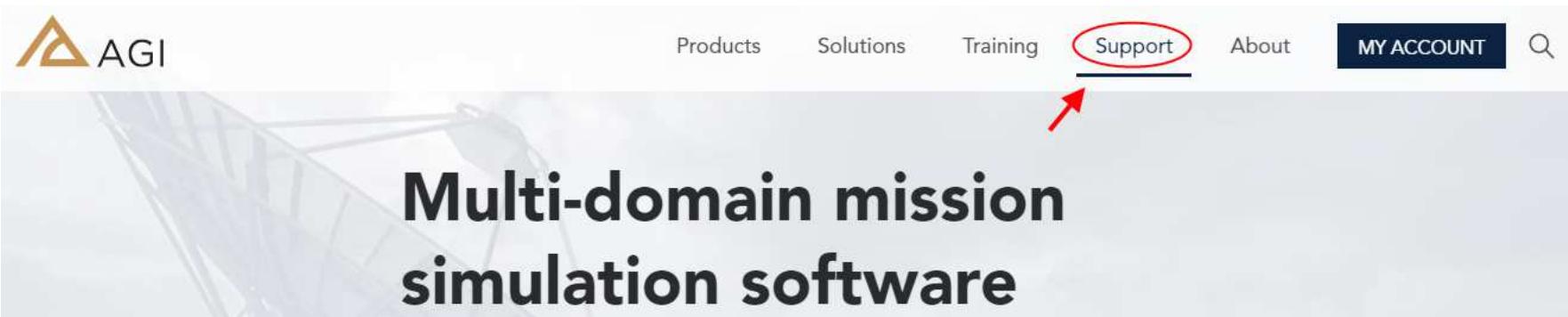
Please enter the complete name of your organization without acronyms. If you are not affiliated with an organization, please enter 'Hobbyist'.

## Programa STK (continuação)

3. Recebendo o email da AGI, de confirmação, inserir senha e fazer o login.

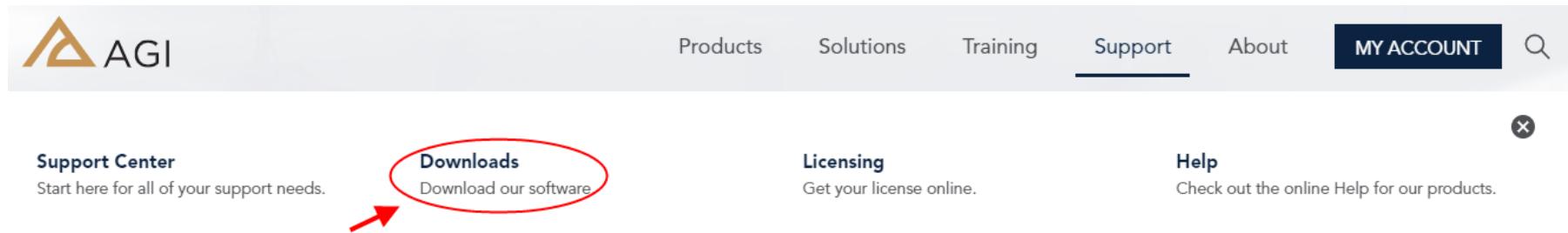


4. Entrar na secção “Support”



# Programa STK (continuação)

## 5. Clicar em “Downloads”:



## 6. Selecionar a opção “STK only” para fazer o download:

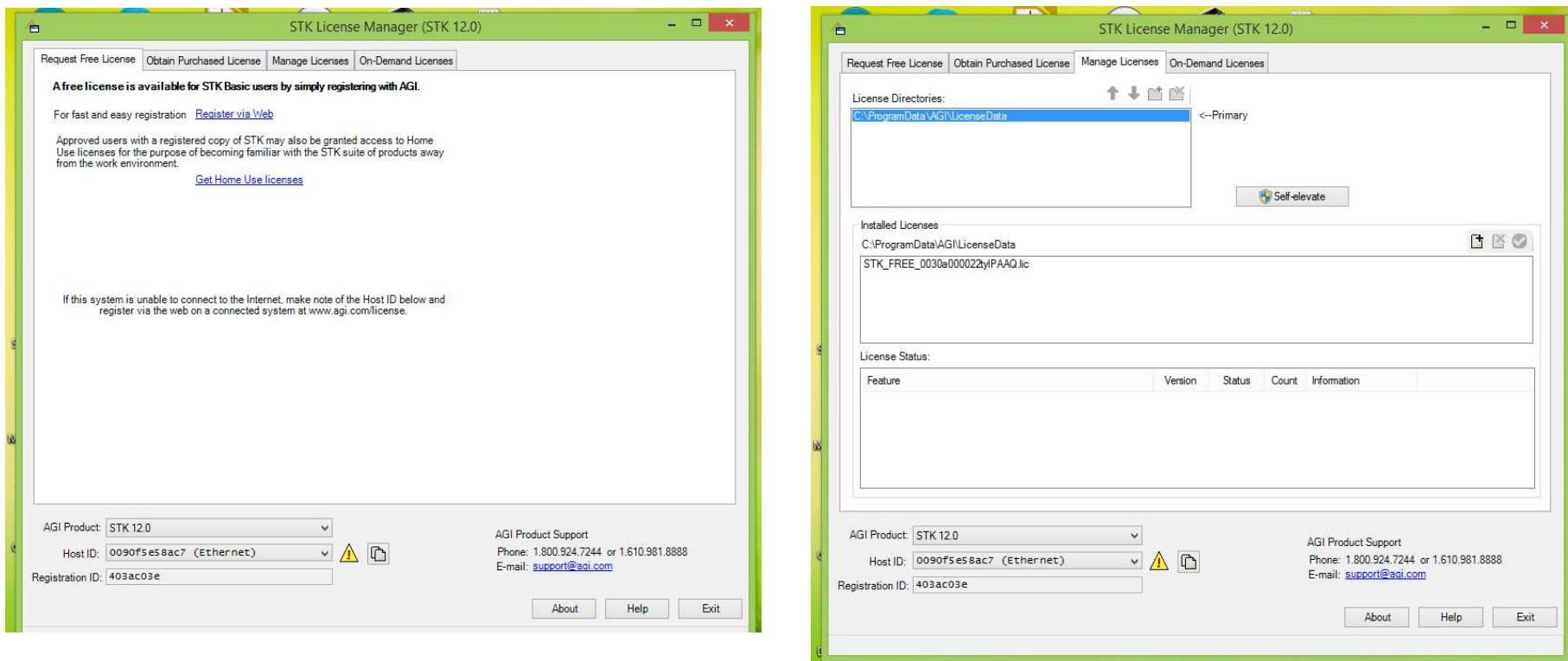
The screenshot shows the 'STK for Windows' download page. At the top, there is a navigation bar with tabs for 'STK for Windows' (which is selected and highlighted in grey), 'STK Engine for UNIX', 'STK Components', and 'Other'. Below the navigation bar, there is a heading 'STK for Windows' and a note: 'Below are the STK downloads for Windows. The table correlates the latest compatible version of STK with each separately installed STK module. Note, STK Engine is part of the STK install.' There is also a 'View Checksums' button with a green checkmark icon. The main content is a table showing the compatibility of different STK modules with various versions of the STK engine. The table has columns for TETK, Scheduler, UProp, Aviator Pro, QualNet Interface, Analyzer, TIREM, EOIR, STK Parallel Cluster, and Data Disc. The rows represent different versions of the STK engine. A red arrow points to the 'STK only: 64 bit' row, which is circled in red. The 'STK + Add-ons: 64 bit' row is also circled in red.

	TETK	Scheduler	UProp	Aviator Pro	QualNet Interface	Analyzer	TIREM	EOIR	STK Parallel Cluster	Data Disc
STK 12.0.1	2.0.1*	12.0.0	12.0.1	2	12.0.1	12.0.0	12.0.0	12.0.1	N/A	12.0.0
STK + Add-ons: 64 bit										
STK only: 64 bit										

## Programa STK (continuação)

7. Após baixar o STK, descompactar e executá-lo.

8. Executar o programa “License manager”, para instalar a licença free, no STK (Request Free License) (Manage License).



# Satélites e Orbitas - uma breve introdução

# Movimento Orbital

# Sistema de referência

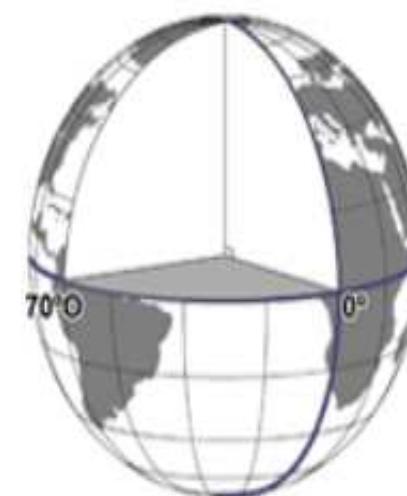
- Para medir nossa posição no globo terrestre utilizamos duas linhas imaginárias que nos referenciam quanto a linha do equador e ao meridiano de Greenwich, e os valores são denominados por: a latitude e a longitude.
- A latitude é a distância ao Equador medida ao longo do meridiano de Greenwich. Esta distância mede-se em graus, podendo variar entre  $0^\circ$  e  $90^\circ$  para Norte(N) ou para Sul(S).
- A longitude é a distância ao meridiano de Greenwich medida ao longo do Equador. Esta distância mede-se em graus, podendo variar entre  $0^\circ$  e  $180^\circ$  para Leste(E) ou para Oeste(W).

# Sistema de referencia

**Latitude**



**Longitude**



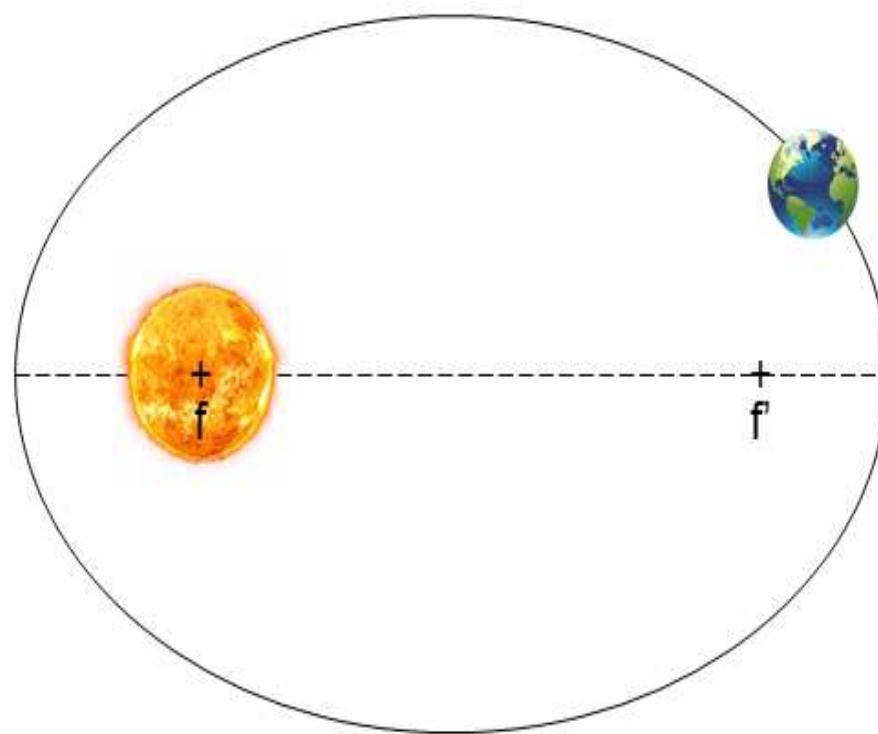
# Leis de Kepler



Johannes Kepler (Weil der Stadt, 27 de dezembro de 1571 — Ratisbona, 15 de novembro de 1630) foi um astrônomo e matemático alemão. Considerado figura-chave da revolução científica do século XVII, é todavia célebre por ter formulado as três leis fundamentais da mecânica celeste, denominadas por Leis de Kepler, tendo estas sido codificadas por astrônomos posteriores com base nas suas obras *Astronomia Nova*, *Harmonices Mundi*, e *Epítome da Astronomia de Copérnico*. Essas obras também forneceram uma das bases para a teoria da gravitação universal de Isaac Newton.

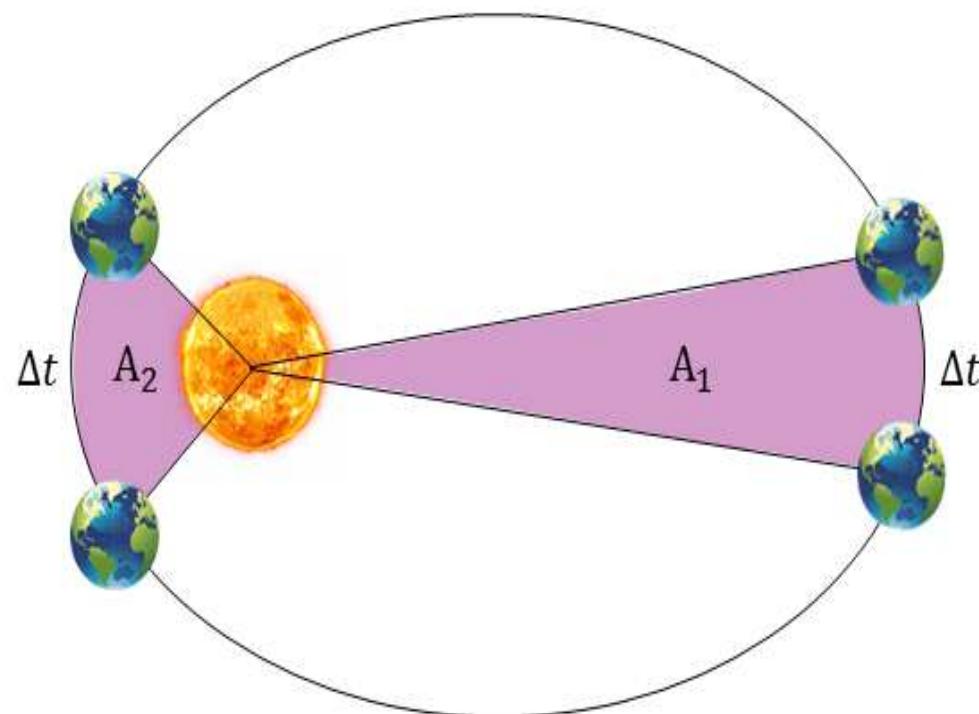
# Leis de Kepler

- 1<sup>a</sup> Lei das órbitas – os planetas descrevem órbitas elípticas em torno do Sol, sendo este um dos



# Leis de Kepler

- 2<sup>a</sup> Lei das Áreas – o segmento que une o Sol a um planeta varre áreas iguais em intervalos de tempo iguais

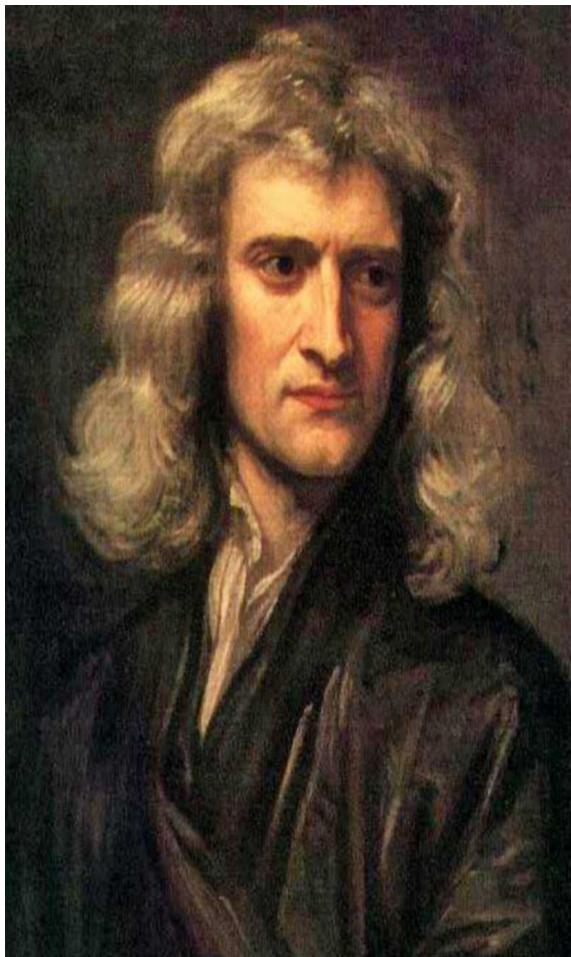


# Leis de Kepler

- 3<sup>a</sup> Lei dos Períodos – o quociente entre os cubos dos semi-eixos maiores de dois planetas é igual ao quociente dos quadrados dos períodos de suas órbitas.

$$\frac{a_1^3}{a_2^3} = \frac{T_1^2}{T_2^2}$$

# Leis de Newton



Isaac Newton (Woolsthorpe-by-Colsterworth, 4 de janeiro de 1643 — Kensington, 31 de março de 1727) foi um astrônomo, alquimista, filósofo natural, teólogo e cientista inglês, mais reconhecido como físico e matemático.

Sua obra, *Princípios Matemáticos da Filosofia Natural* é considerada uma das mais influentes na história da ciência. Publicada em 1687, esta obra descreve a lei da gravitação universal e as três leis de Newton, que fundamentaram a mecânica clássica. Ao demonstrar a consistência que havia entre o sistema por si idealizado e as leis de Kepler do movimento dos planetas, foi o primeiro a demonstrar que os movimentos de objetos, tanto na Terra como em outros corpos celestes, são governados pelo mesmo conjunto de leis naturais.

# Leis de Newton

- 1<sup>a</sup> Princípio da inércia – se o somatório de forças que atuam sobre um corpo é igual a zero este corpo está em equilíbrio estático e se o corpo estiver movendo-se com velocidade constante ele estará em equilíbrio dinâmico.

$$\sum \vec{F} = \vec{0} \qquad \qquad \sum \vec{F} = m \frac{d}{dt} \vec{v} = \vec{0}$$

- A massa é uma grandeza primitiva que mede a inércia de um corpo, quantidade de matéria que este possui. Esse conceito está profundamente relacionado com o primeiro princípio de Newton, pois quanto maior for a massa de um corpo, maior será a sua inércia.

# Leis de Newton

- 2<sup>a</sup> Princípio Fundamental da Dinâmica – a resultante das forças aplicadas é sempre proporcional a variação temporal da quantidade de movimento de um corpo.

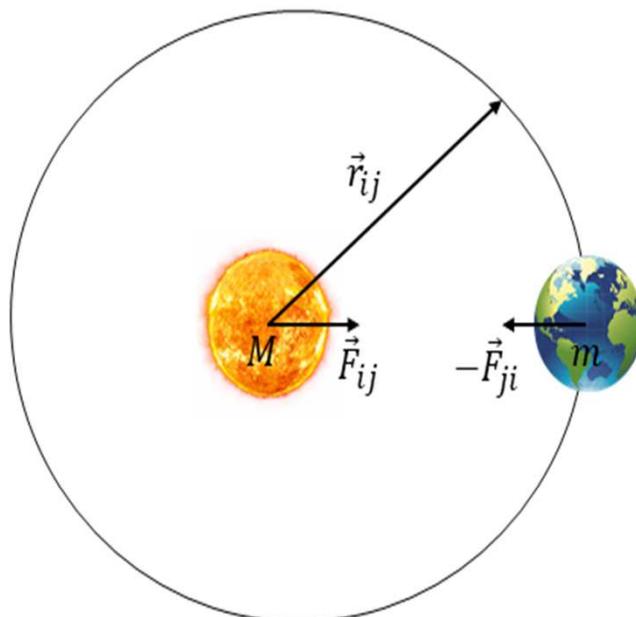
$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt} \vec{p} = \frac{d}{dt} (m) \vec{v} + m \frac{d}{dt} (\vec{v})$$

- Se a massa do sistema for invariante no tempo.

$$\sum \vec{F} = m \frac{d}{dt} (\vec{v})$$

# Leis de Newton

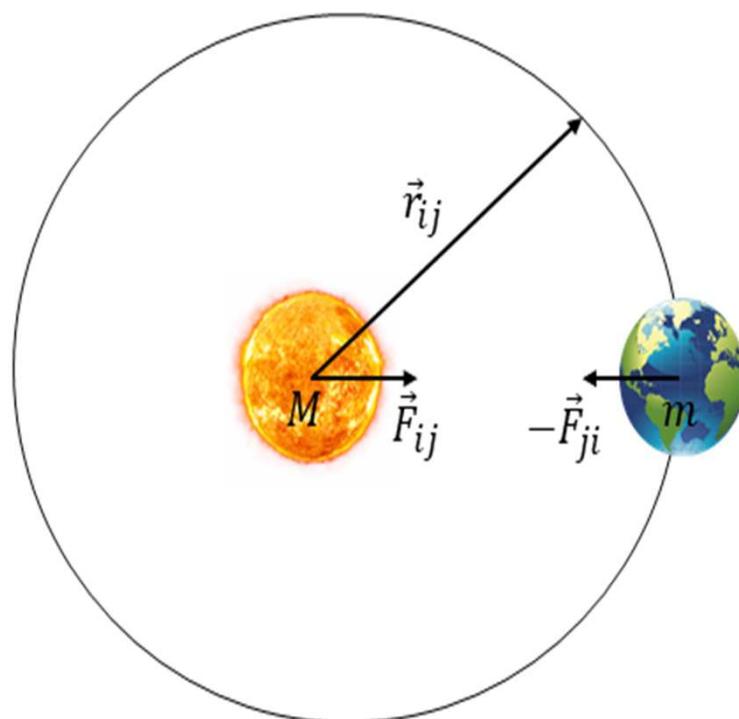
- 3<sup>a</sup> Princípio da Ação e Reação – dois corpos que interagem entre si produzem uma força de interação que possui mesmo módulo e sentido, mas direção oposta.



$$\vec{F}_{ij} = -\vec{F}_{ji}$$

# Leis de Newton

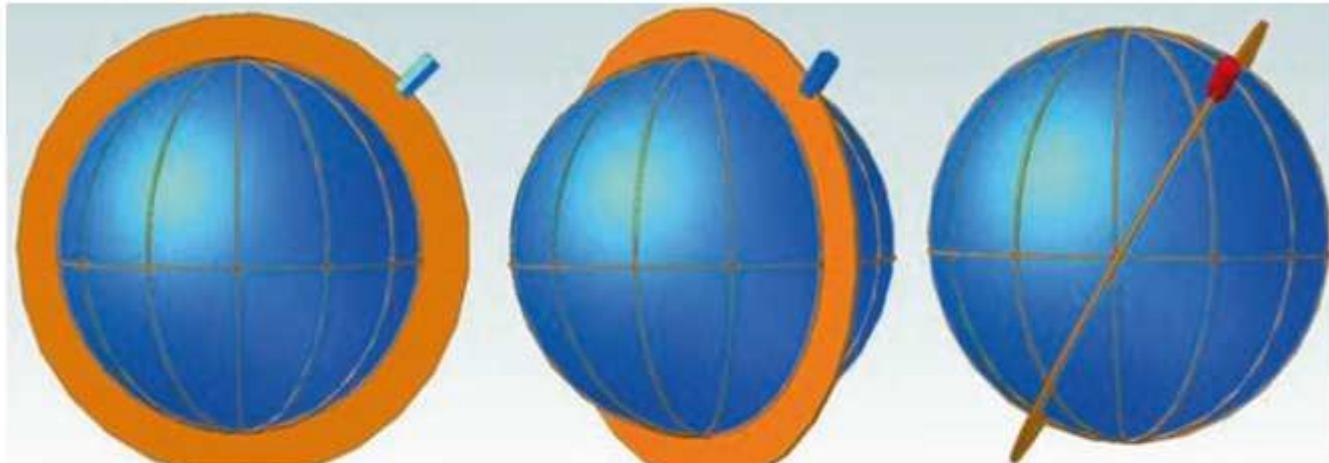
- Existem duas classificações para força: forças de contato e forças de campo. A força gravitacional é um tipo de força de campo, atrativa, e ela acontece devido a interação de duas massas  $m_i$  e  $m_j$ , que estão afastadas entre si por uma distância  $r_{ij}$ , por meio da relação do produto dessas massas pelo inverso do quadrado de sua distância na direção do raio vetor  $\vec{r}_{ij}$  que une o centro das massas.



$$\vec{F}_{ij} = -G \frac{m_i m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij}$$

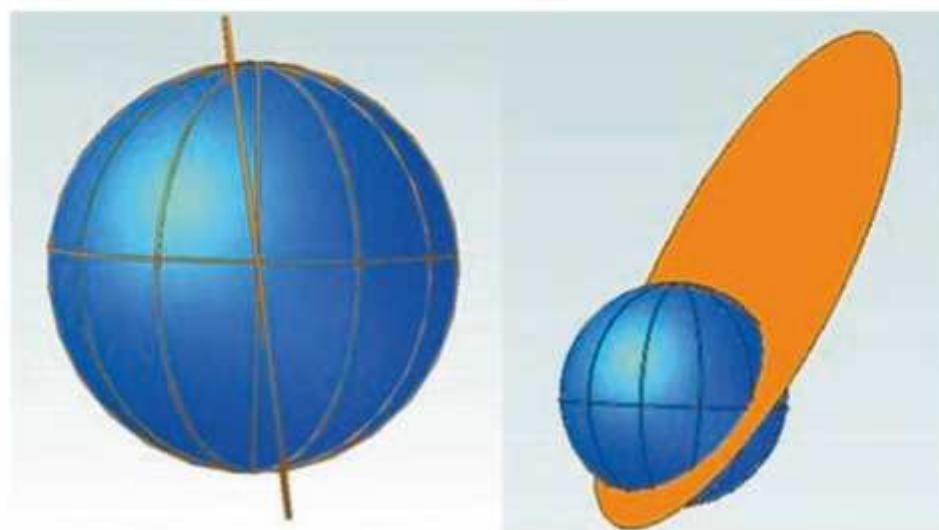
# Orbitas

# Órbitas



Polar Orbit, Beta=90°

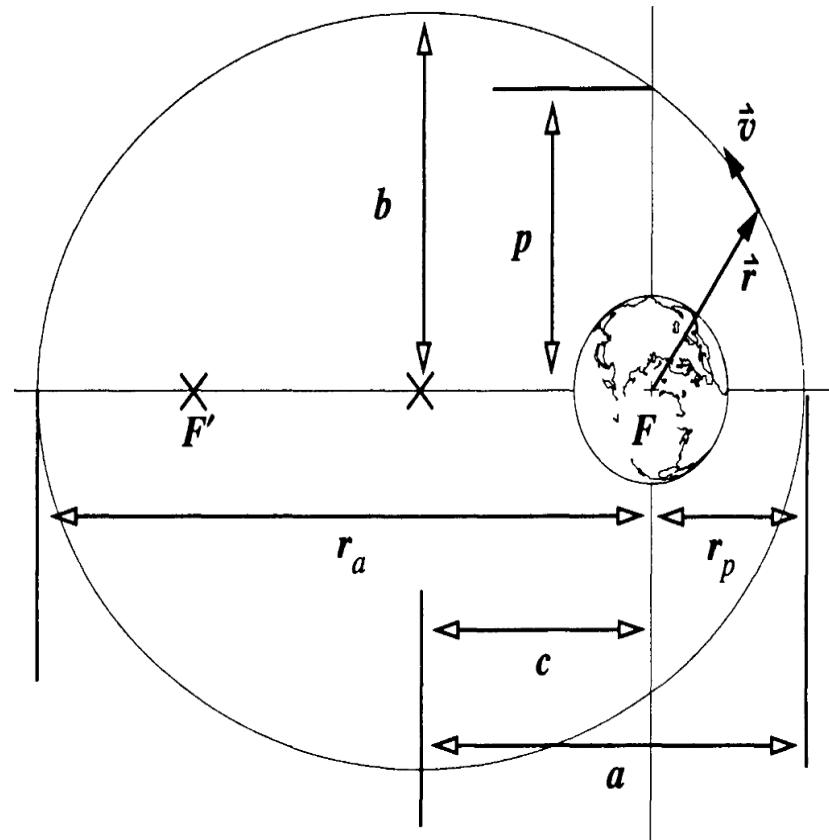
Polar Orbit, Beta=45° 60° Inclination, Beta=0°



Sun Synchronous Orbit

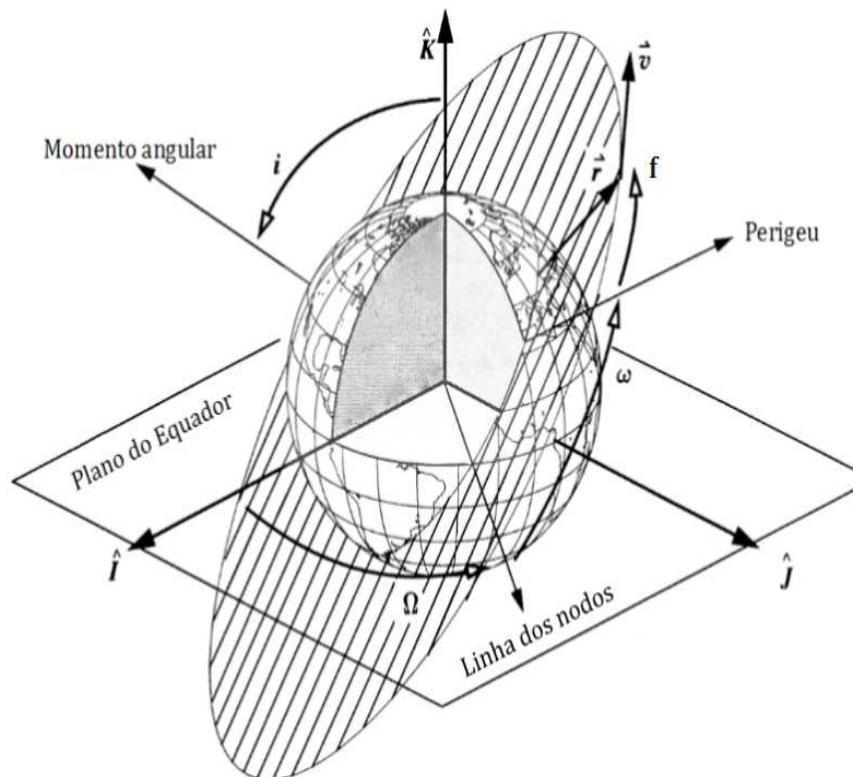
Highly Elliptical Orbit

# 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) Ascenção reta do nodo ascendente ( $\Omega$ );
  - v) Argumento do periapside ( $\omega$ );
- vi) Anomalia média ( $M$ ).
- Cada um destes seis parâmetros caracteriza a órbita de um corpo celeste ou uma espaçonave.

# Órbita



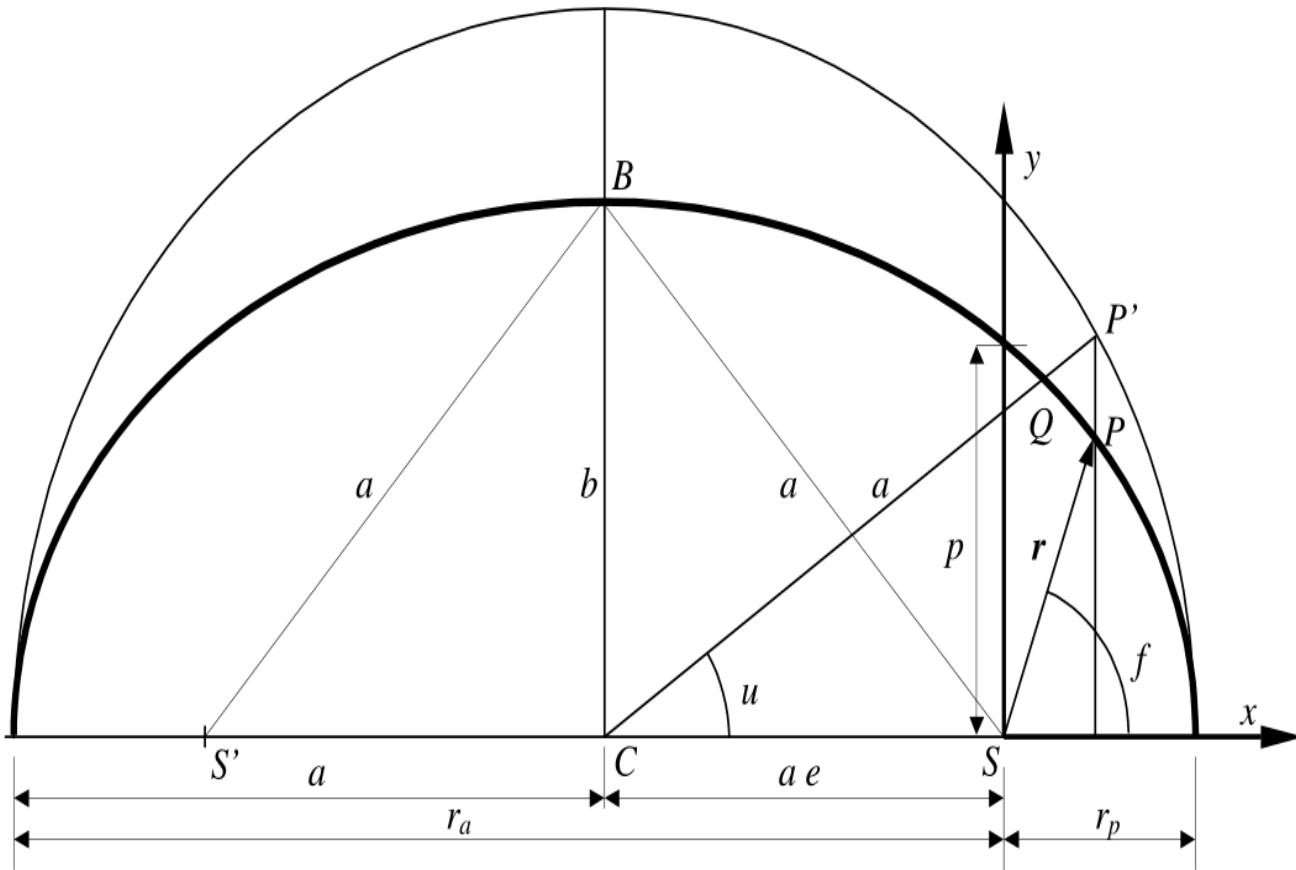
- Órbitas podem ser descritas por meio de coordenadas cartesianas de posição e velocidade, porém são mais comumente utilizados os parâmetros orbitais ou elementos keplerianos, sendo eles:
  - i) Semi-eixo maior ( $a$ );
  - ii) Excentricidade ( $e$ );
  - iii) Inclinação ( $i$ );
  - iv) Ascenção reta do nodo ascendente ( $\Omega$ );
  - v) Argumento do periapside ( $\omega$ );
  - 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:

- $\mu = 398600,4418 \text{ kn}$



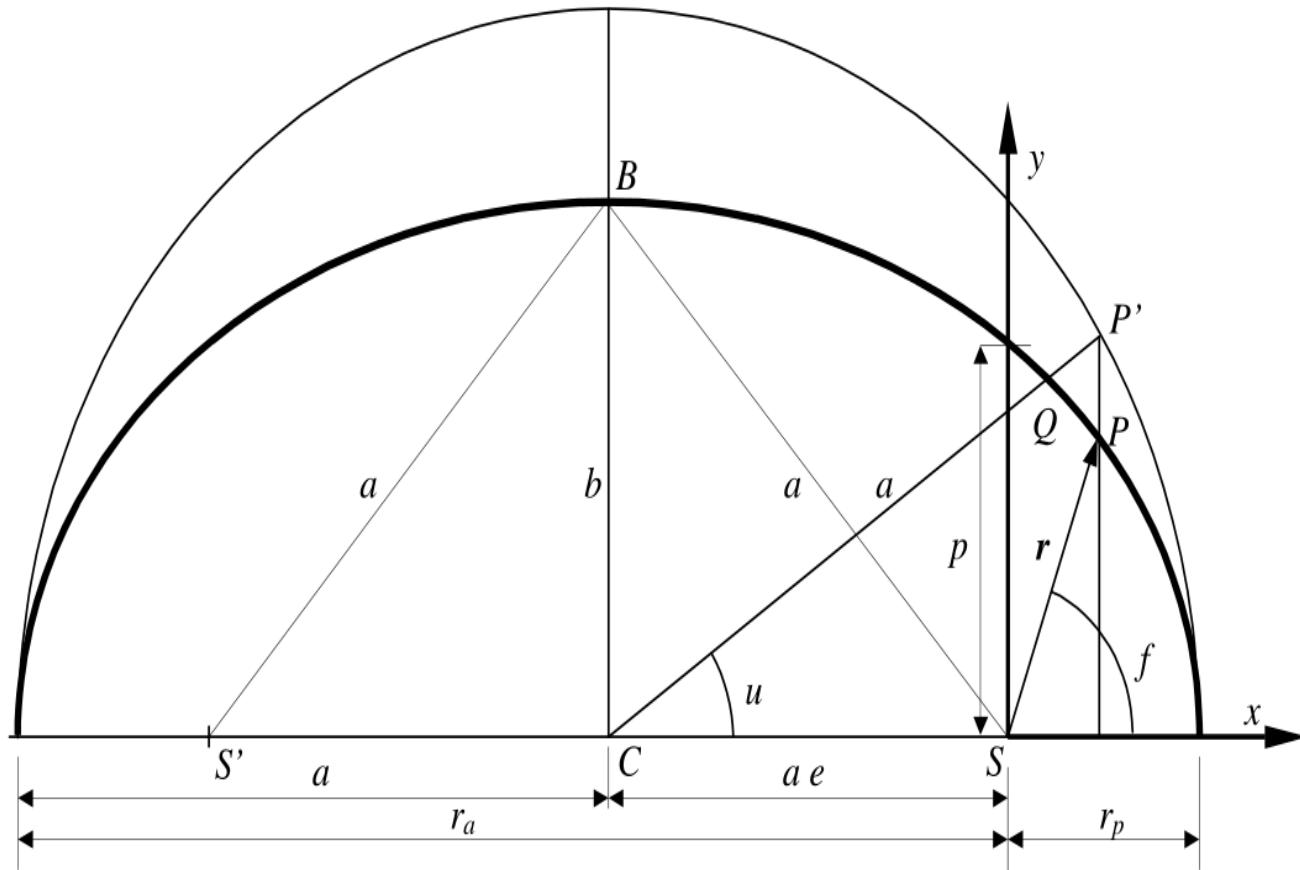
# Órbita

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 velocida

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





# poliastro

Astrodynamics in Python

Name:	poliastro
Website:	<a href="https://poliastro.github.io/">https://poliastro.github.io/</a>
Author:	Juan Luis Cano Rodríguez  id 0000-0002-2187-161X
Version:	0.15.dev0

 Azure Pipelines  coverage 89%  maintainability 

[docs](#) [latest](#) [license](#) [MIT](#) [DOI](#) [10.5281/zenodo.3816771](#) [powered by](#) [AstroPy](#) [mailing list](#) [groups.io](#) [chat](#) [118 users](#)

poliastro is an open source pure Python package dedicated to problems arising in Astrodynamics and Orbital Mechanics, such as orbit propagation, solution of the Lambert's problem, conversion between position and velocity vectors and classical orbital elements and orbit plotting, focusing on interplanetary applications. It is released under the MIT license.

pip install poliastro

Vamos usar o Winpython

<http://winpython.github.io/>

É uma distribuição Python, com diversos pacotes pré-instalados:

- Numpy
- Matplotlib
- Scipy
- Pandas
- Cartopy, Astropy
- Keras, Pyserial
- Scikit\_image, Scikit\_learn



Também podemos usar o Repl.it (online)

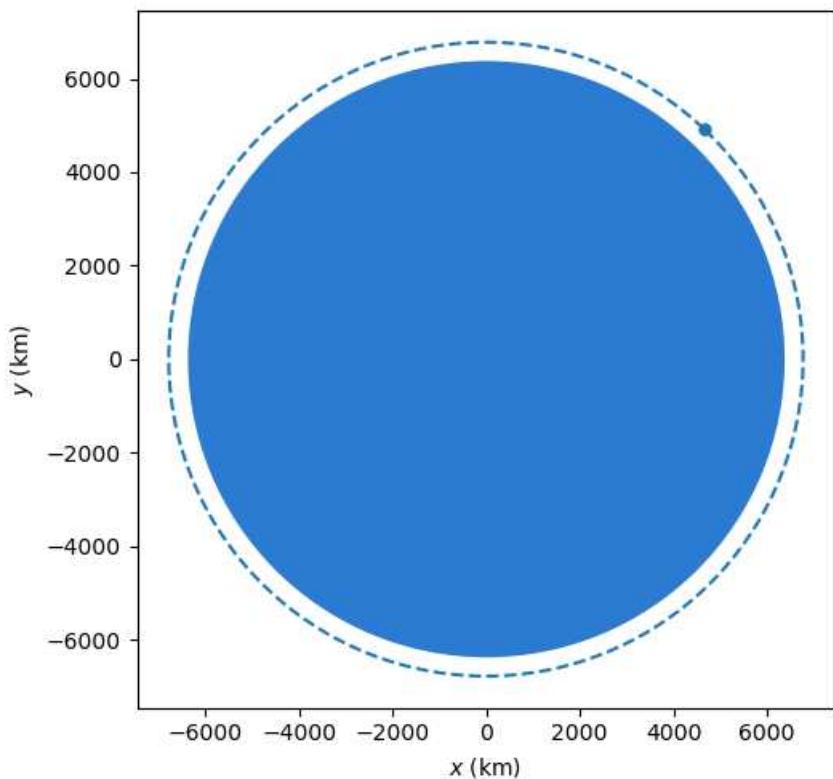
```
# orbita da Estação Espacial Internacional

import matplotlib.pyplot as plt

from poliastro.examples import iss

iss.plot()

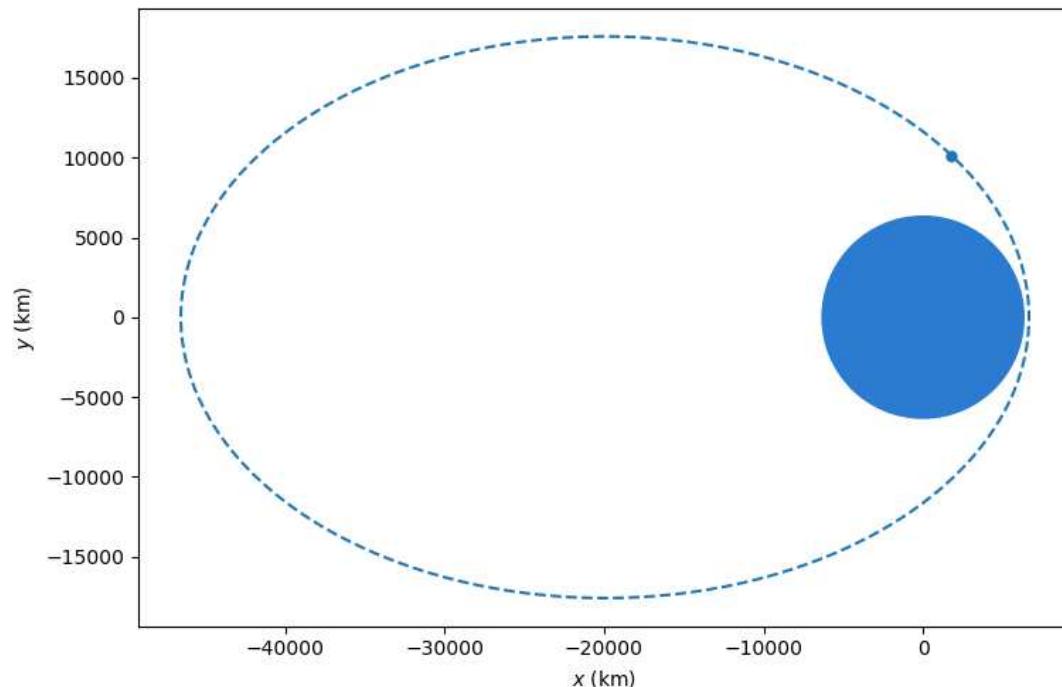
plt.show()
```



Estação Espacial Internacional em foto de 30 de maio de 2011  
como pode ser visto a partir do ônibus espacial Endeavour  
durante a missão STS-134.

Estatísticas	
SATCAT no.	25544
Indicativo de chamada	Alpha, Station
Tripulação:	Equipe completa: 6 Atualmente a bordo: 3 (Expedição 64)
Gravidade Terrestre:	~8,3760683 m/s <sup>2</sup>
Altitude média:	340,5 km
Período Orbital:	91,34 minutos
Inclinação:	51,64 graus
Órbitas por dia:	15,70

```
# orbita molniya  
  
import matplotlib.pyplot as plt  
  
from poliastro.examples import molniya  
  
molniya.plot()  
  
plt.show()
```



```

# orbita Soyuz gto
# Órbita de transferência geoestacionária

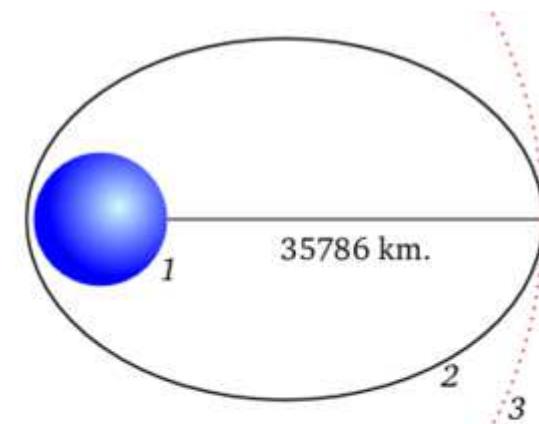
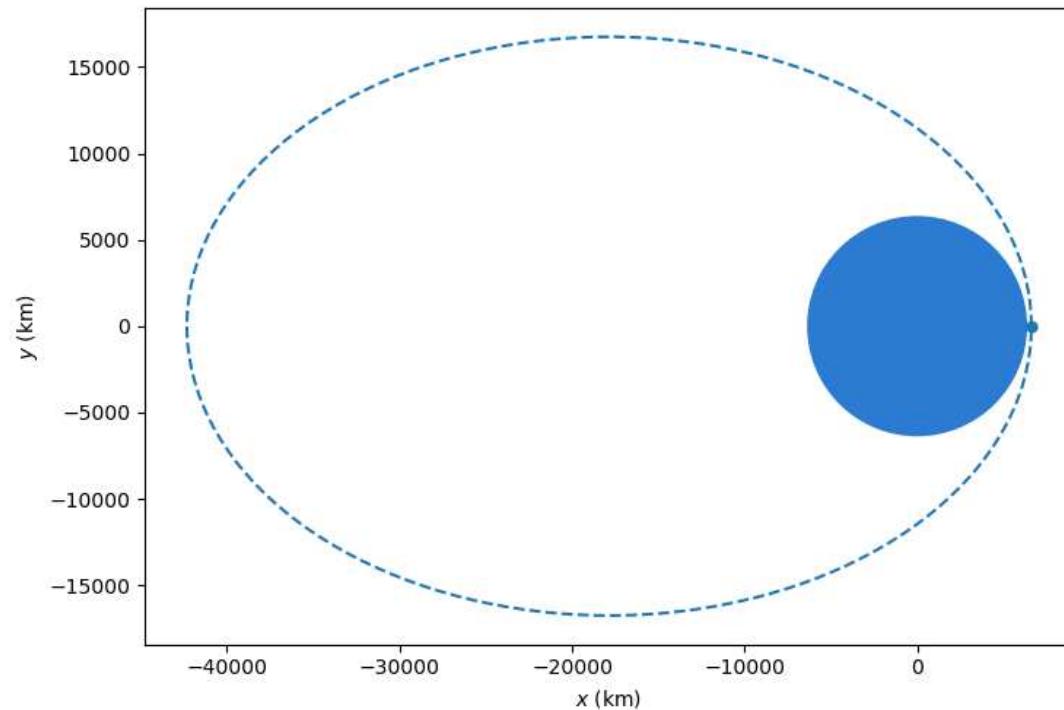
import matplotlib.pyplot as plt

from poliastro.examples import soyuz_gto

soyuz_gto.plot()

plt.show()

```



Uma Órbita de transferência geoestacionária  
comparada com uma "geoestacionária simples".

1	Terra
2	Órbita de Transferência Geoestacionária (GTO)
3	Órbita Geoestacionária (GEO)

```

# orbita Cometa Churi (Churyumov-Gerasimenko)
# Missão Rosetta

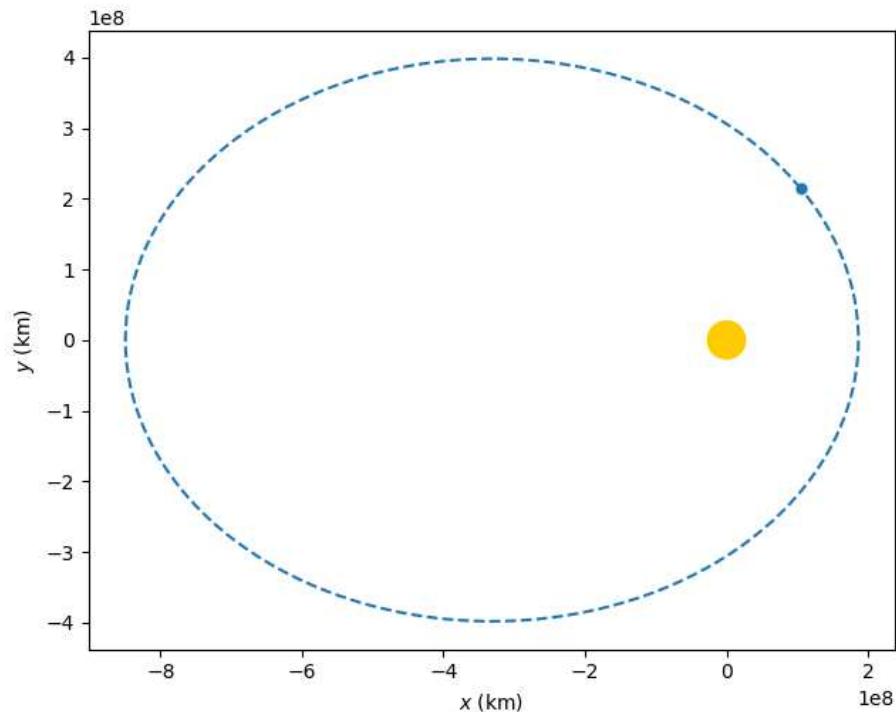
import matplotlib.pyplot as plt

from poliastro.examples import churi

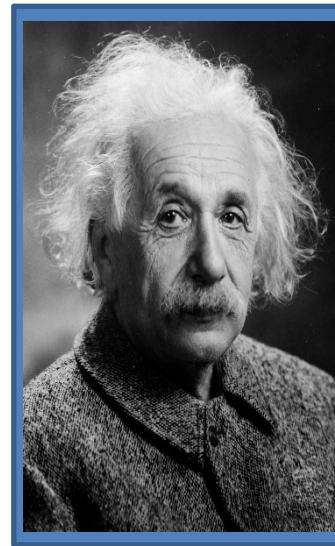
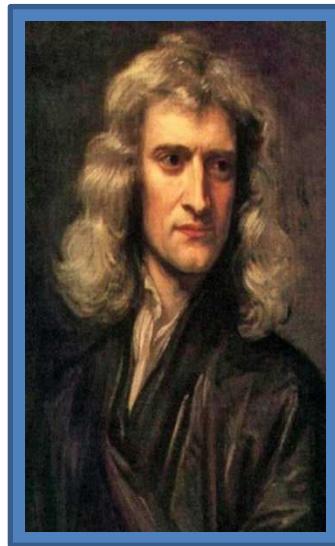
churi.plot()

plt.show()

```



# Órbitas



# 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

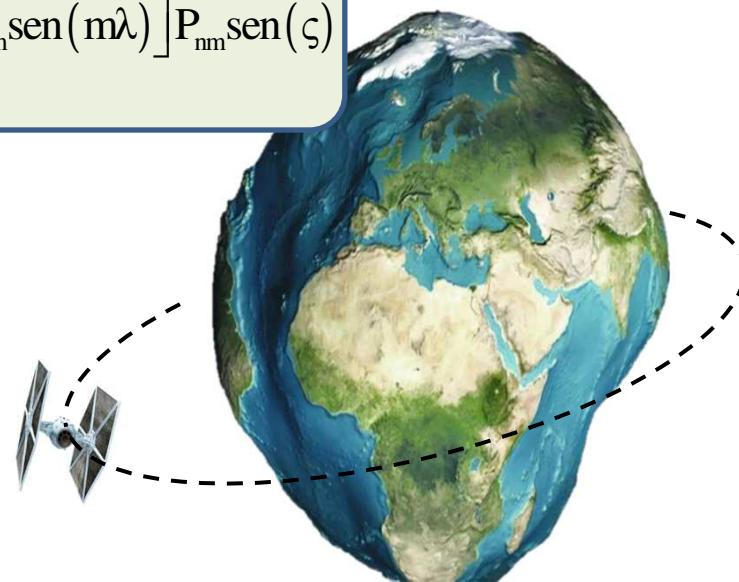
## POTENCIAL GRAVITACIONAL TERRESTRE

- 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

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



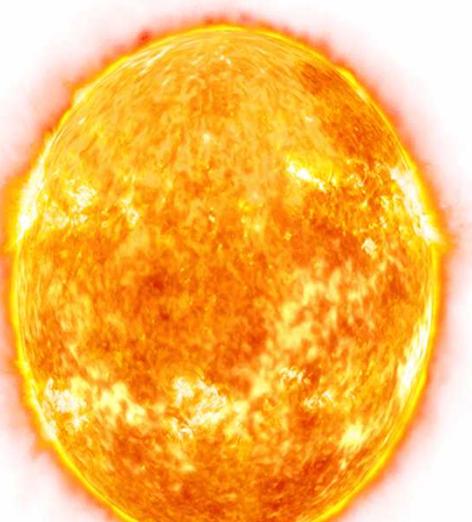
# Perturbações orbitais

## 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

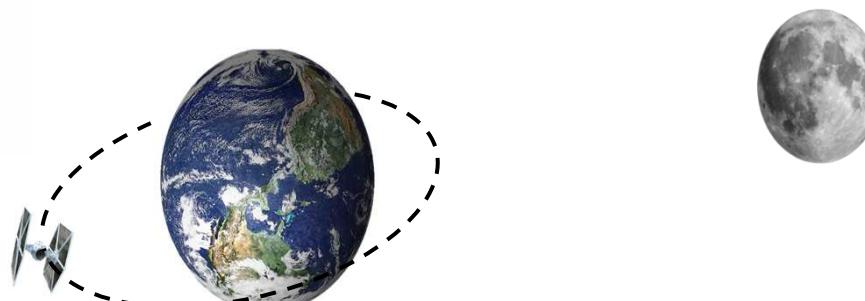
## ATRAÇÃO GRAVITACIONAL DE OUTROS CORPOS



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

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

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



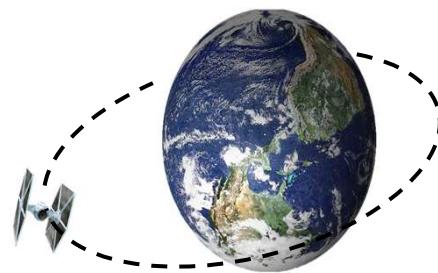
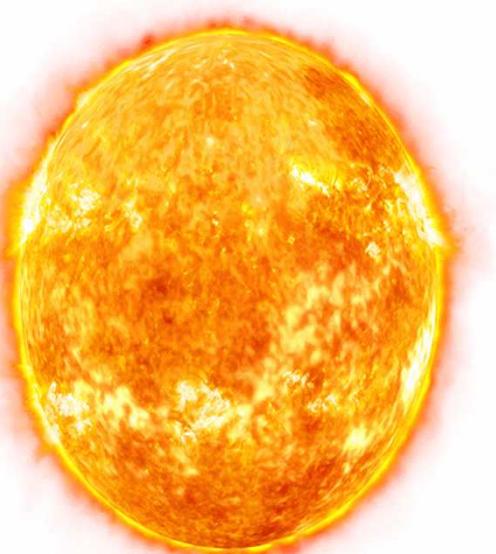
# Perturbações orbitais

## 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



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

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

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

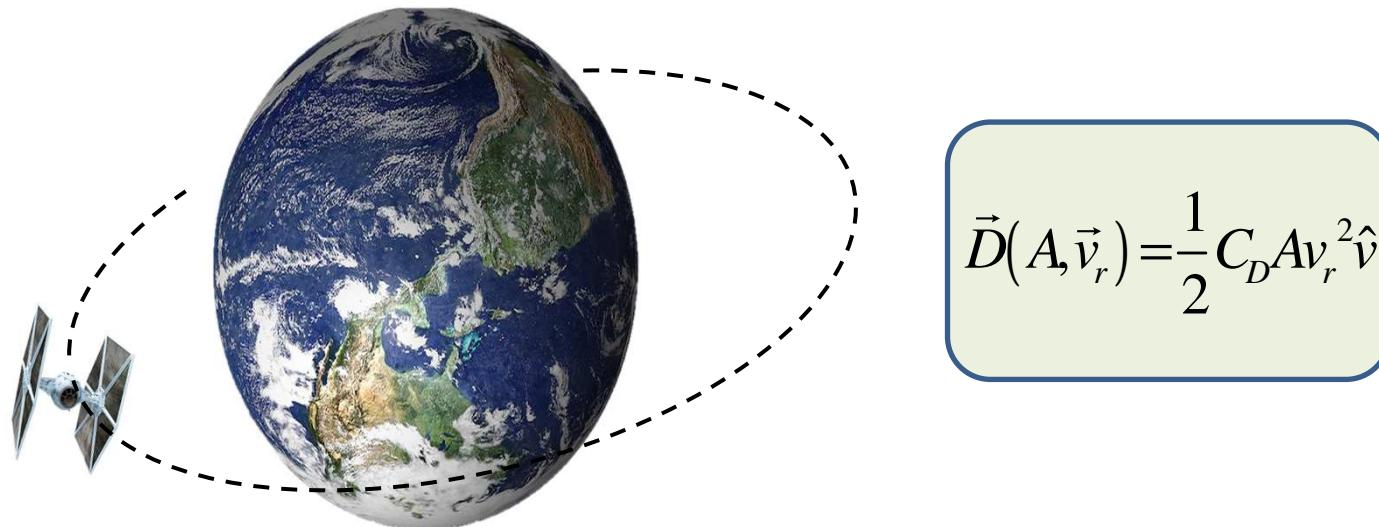
# Perturbações orbitais

## 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



# Introdução ao STK

Simulando alguns missões de cubesats  
do INPE usando o STK

# Missão Cubesat RaioSat (INPE)

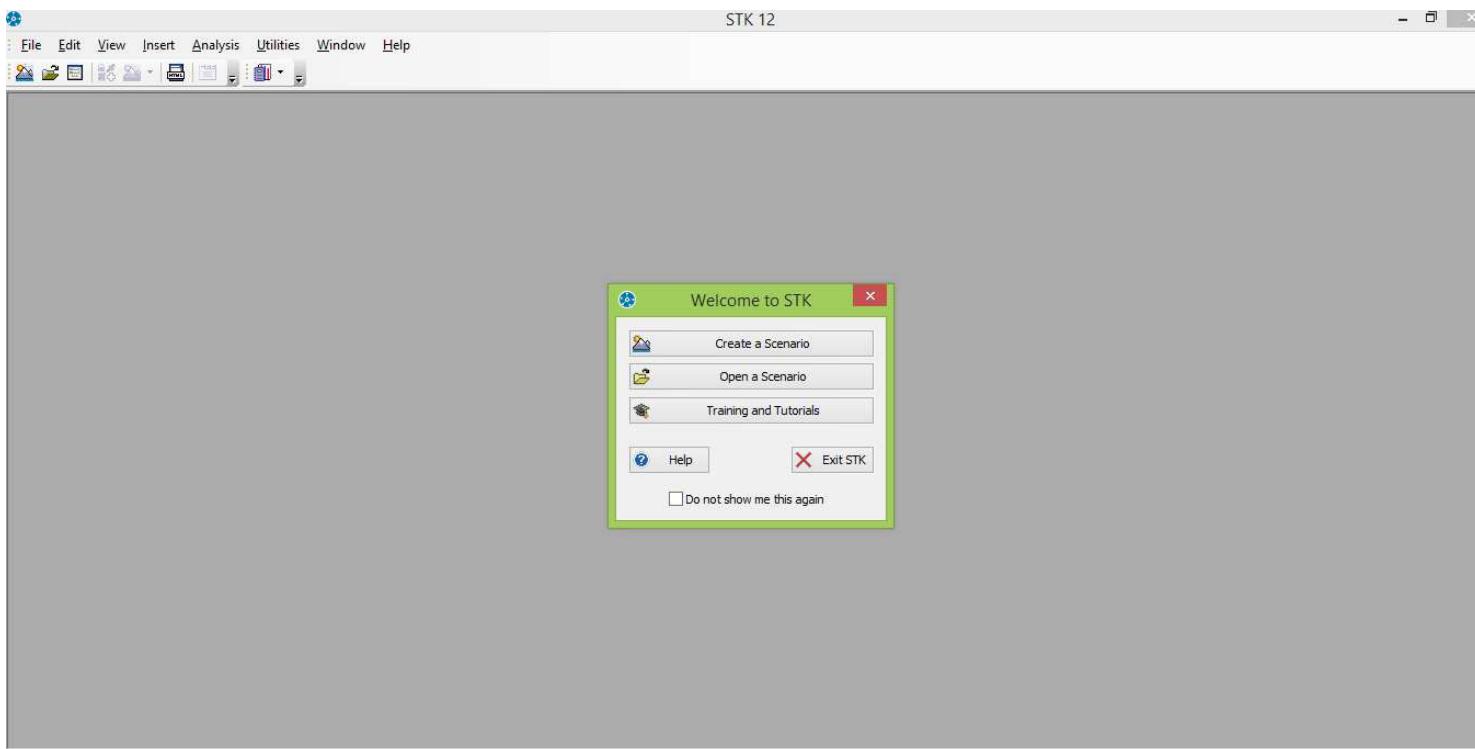
## Requisitos da Missão

ITEM	REQUISITOS
Dimensões externas	CubeSat 3U (10x10x30 cm )
Massa total	até 3 Kg
Potência total consumida	6,5 W (TBC)
Telemetria UHF	downlink até 9600 bps
Telecomando VHF	uplink até 1200 bps
protocolos de comunicação	AX25 (Radio amador), AFSK, FSK e BPSK
Quantidade de armazenamento total de dados a bordo	4 Giga (TBC) com redundância
Controle de Atitude	3 eixos
Precisão de apontamento	De 1 a 5 graus (TBC)
campo de visada câmera(@ nível de nuvens)	10 km
Resolução espacial	80 metros/pixel
Resolução temporal (número de quadros por segundo, data e hora do relâmpago)	500 quadros / segundos
órbita desejada	LEO
Atitude	650 Km
Inclinação	70 ° (TBC)
Duração da missão	mínimo de 6 meses
Comprimento de onda desejável	777 nm
Sensibilidade da câmera (a abertura da ótica)	400-750 nm transmissão espectral

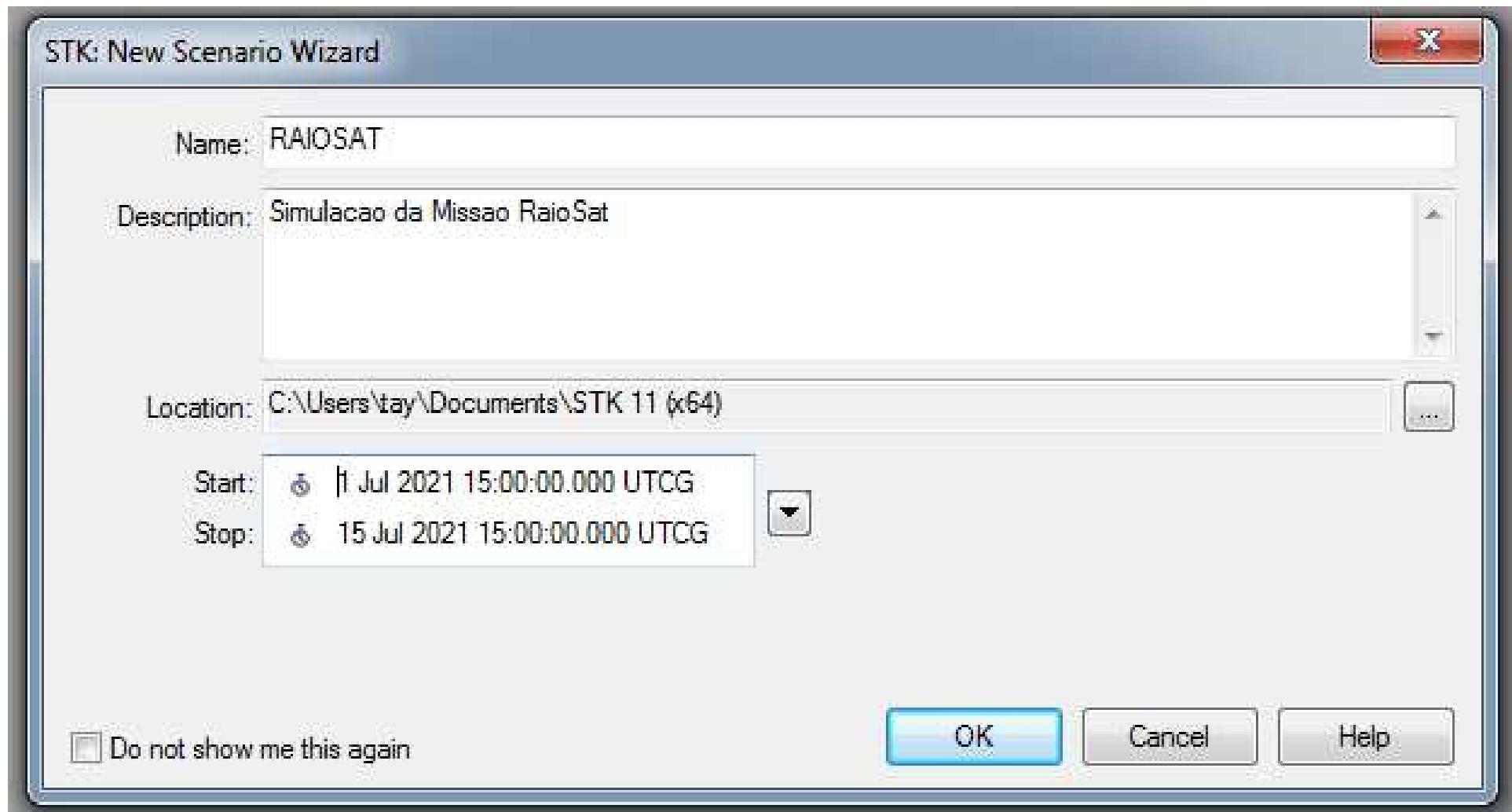


## Programa STK (continuação)

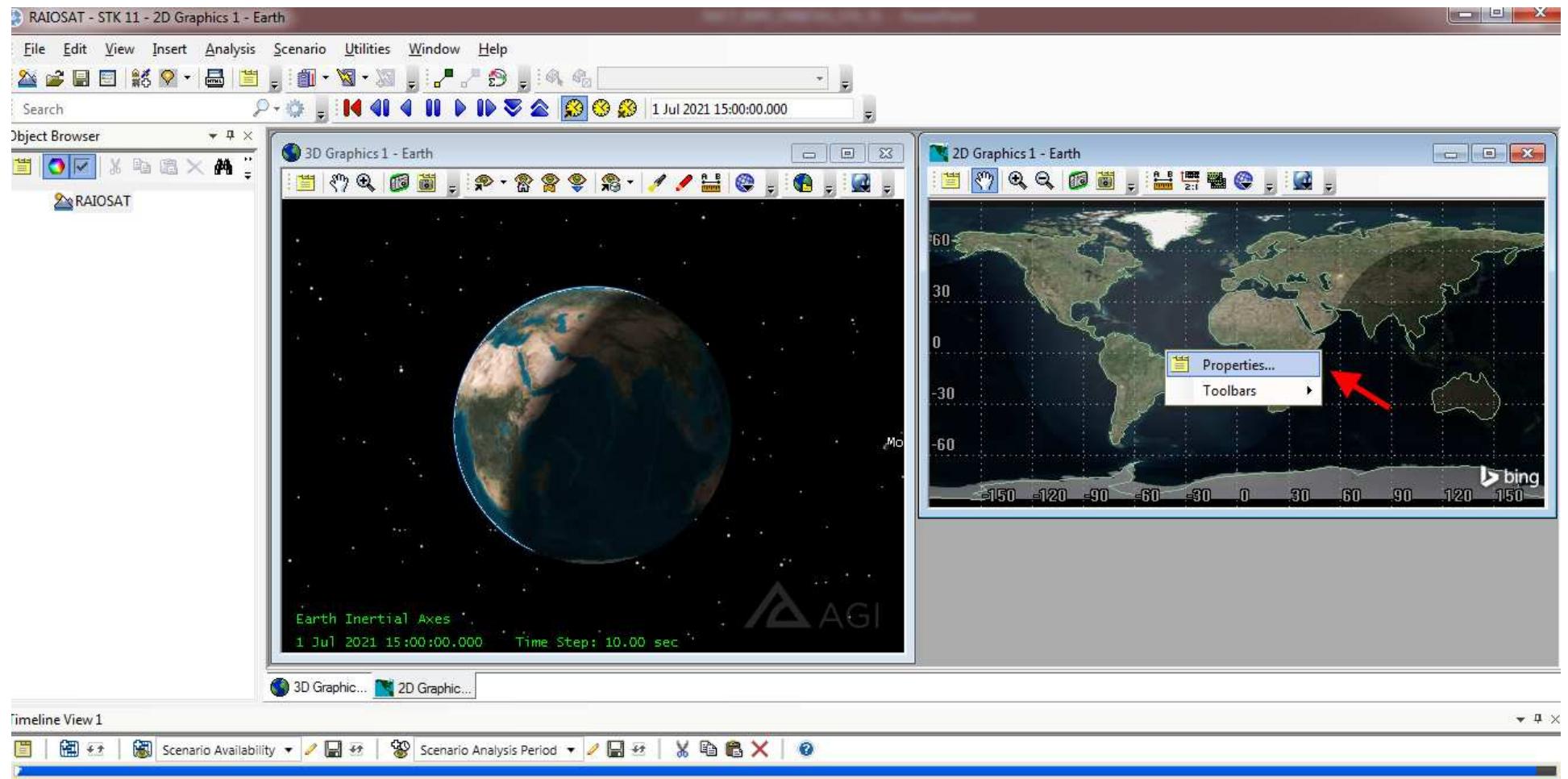
9. Executar o STK, para verificar seu funcionamento:



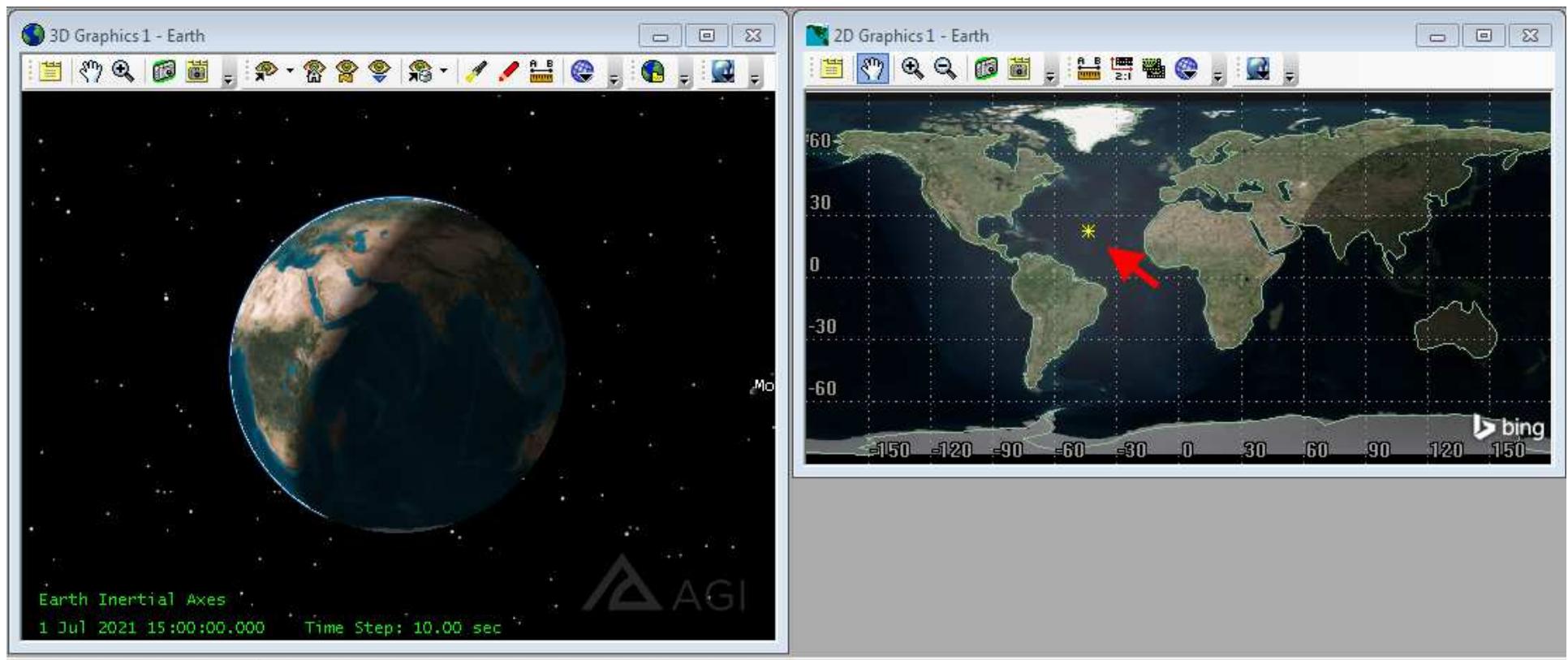
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



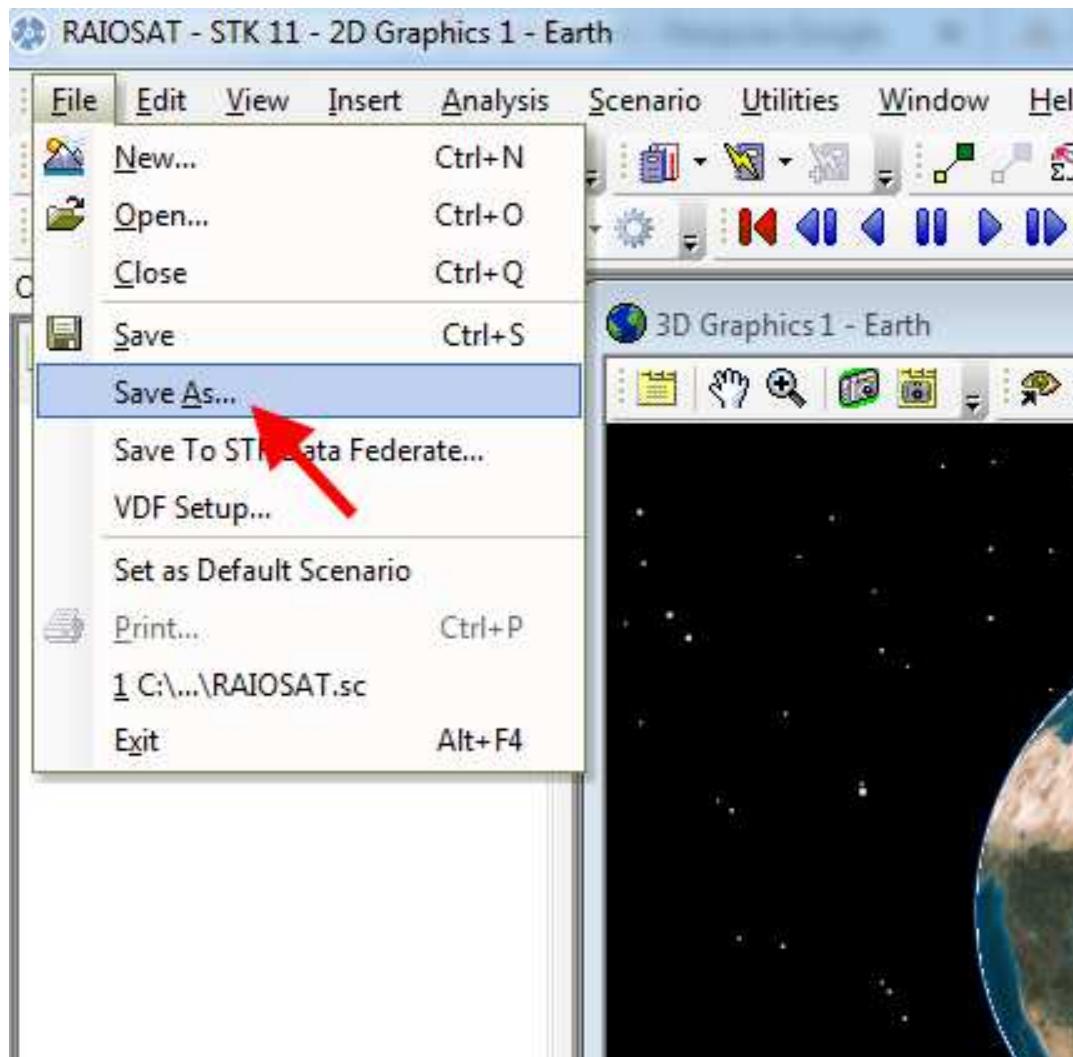
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



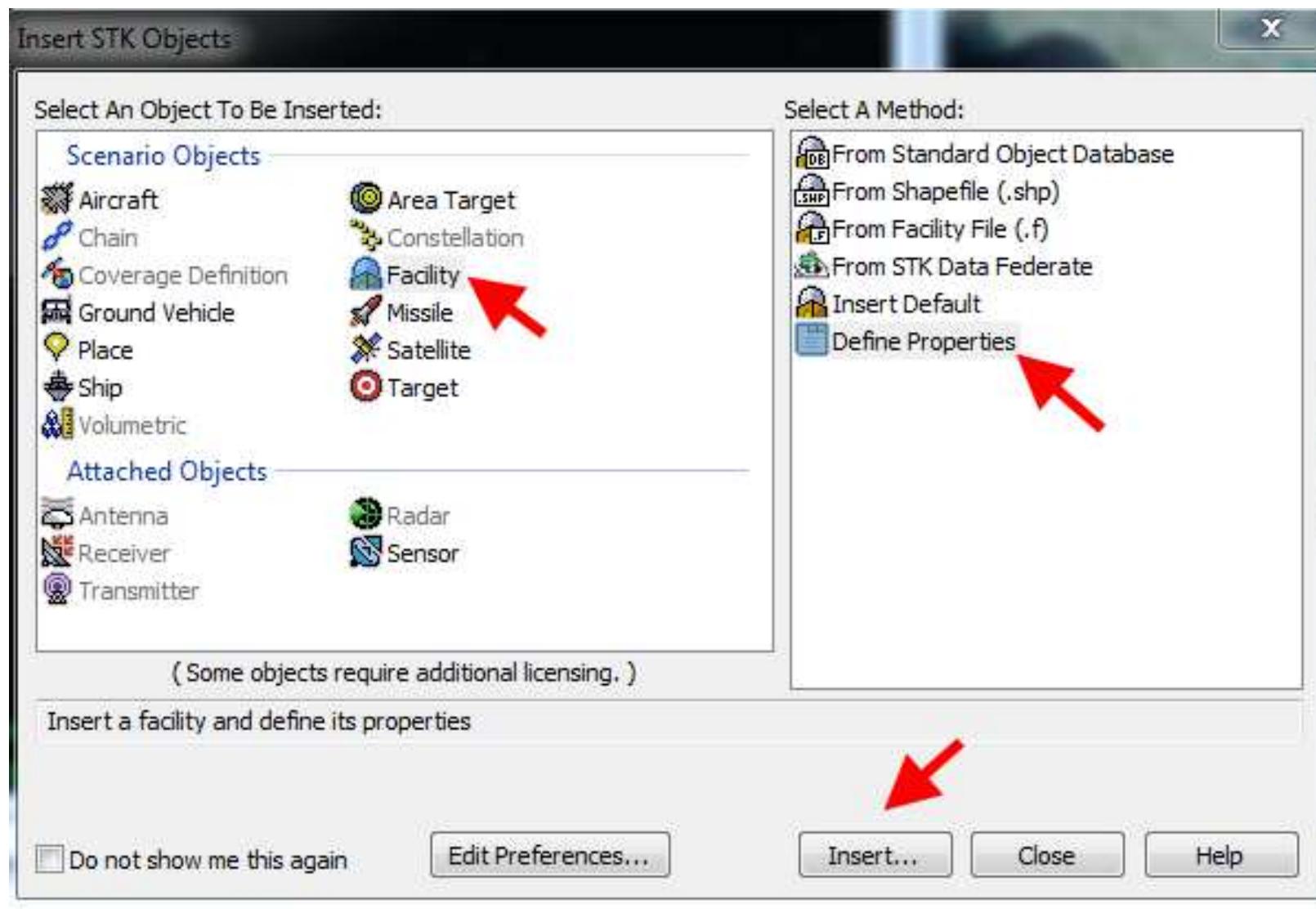
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)

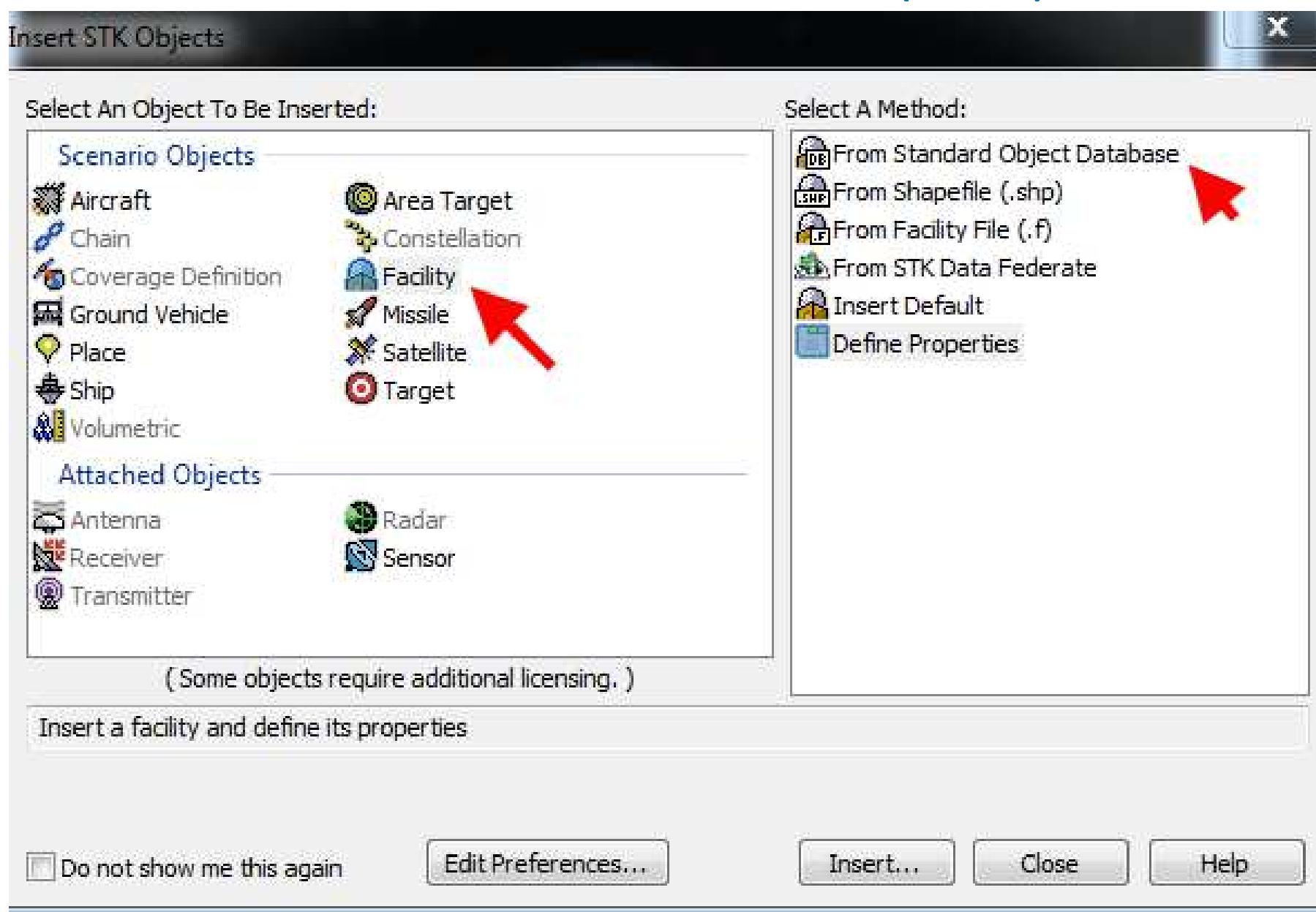
Position

Type:	Geodetic
Latitude:	-23.2 deg
Longitude:	-45.85 deg
Altitude:	0.619435 km
Altitude Reference:	WGS84
Height Above Ground:	0 km

Local Time offset from GMT: -10800 sec

Use terrain data

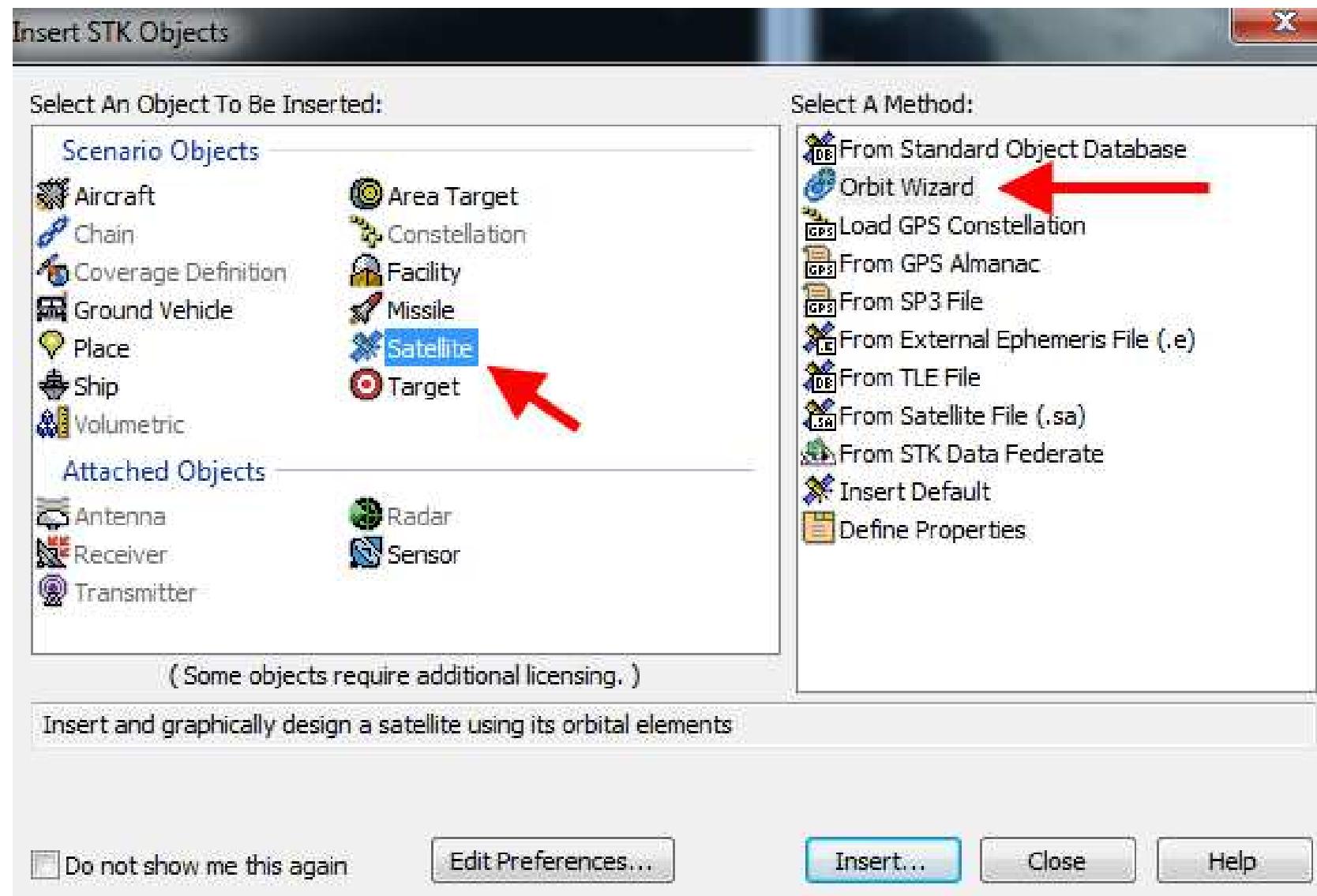
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



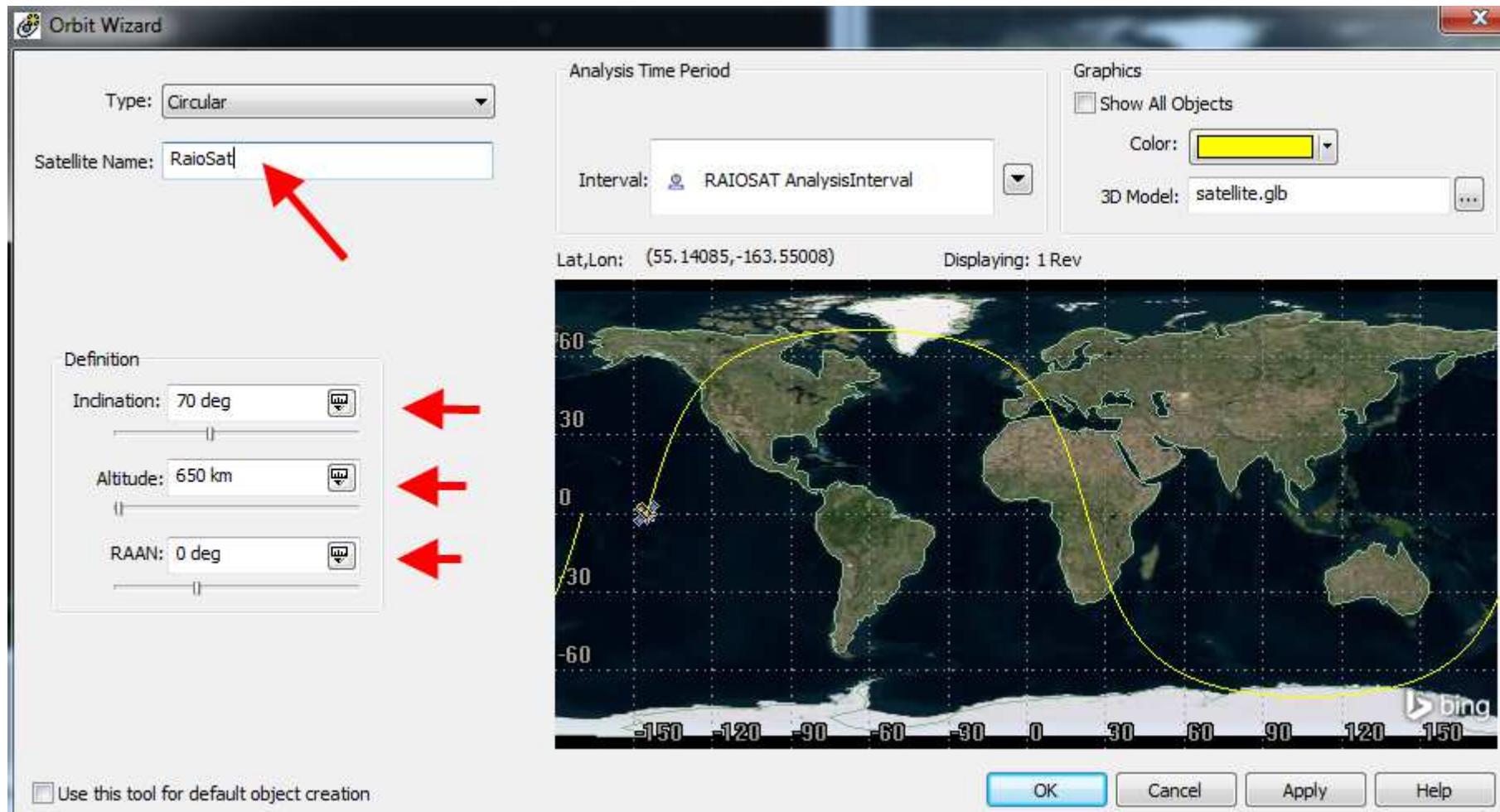
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



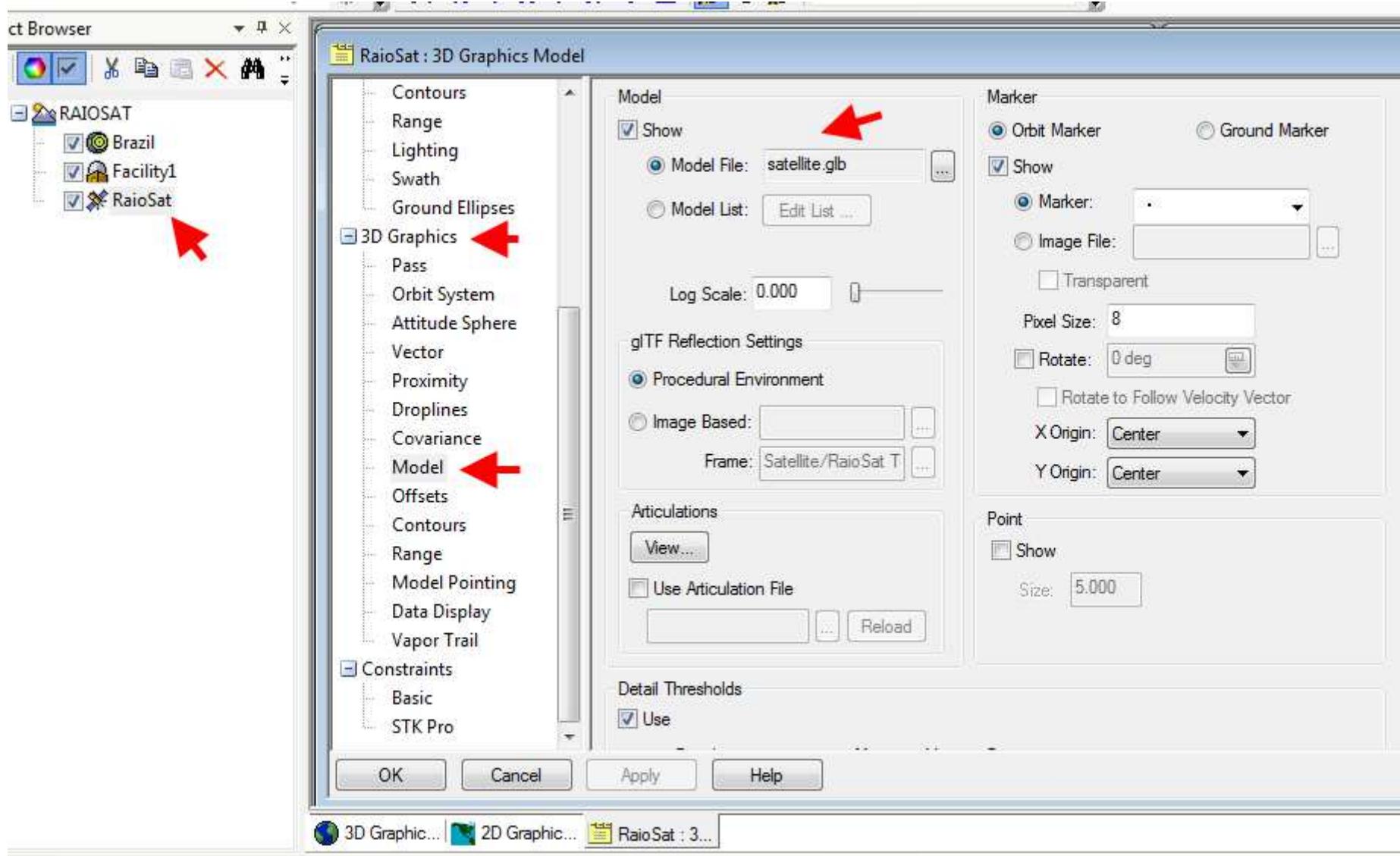
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



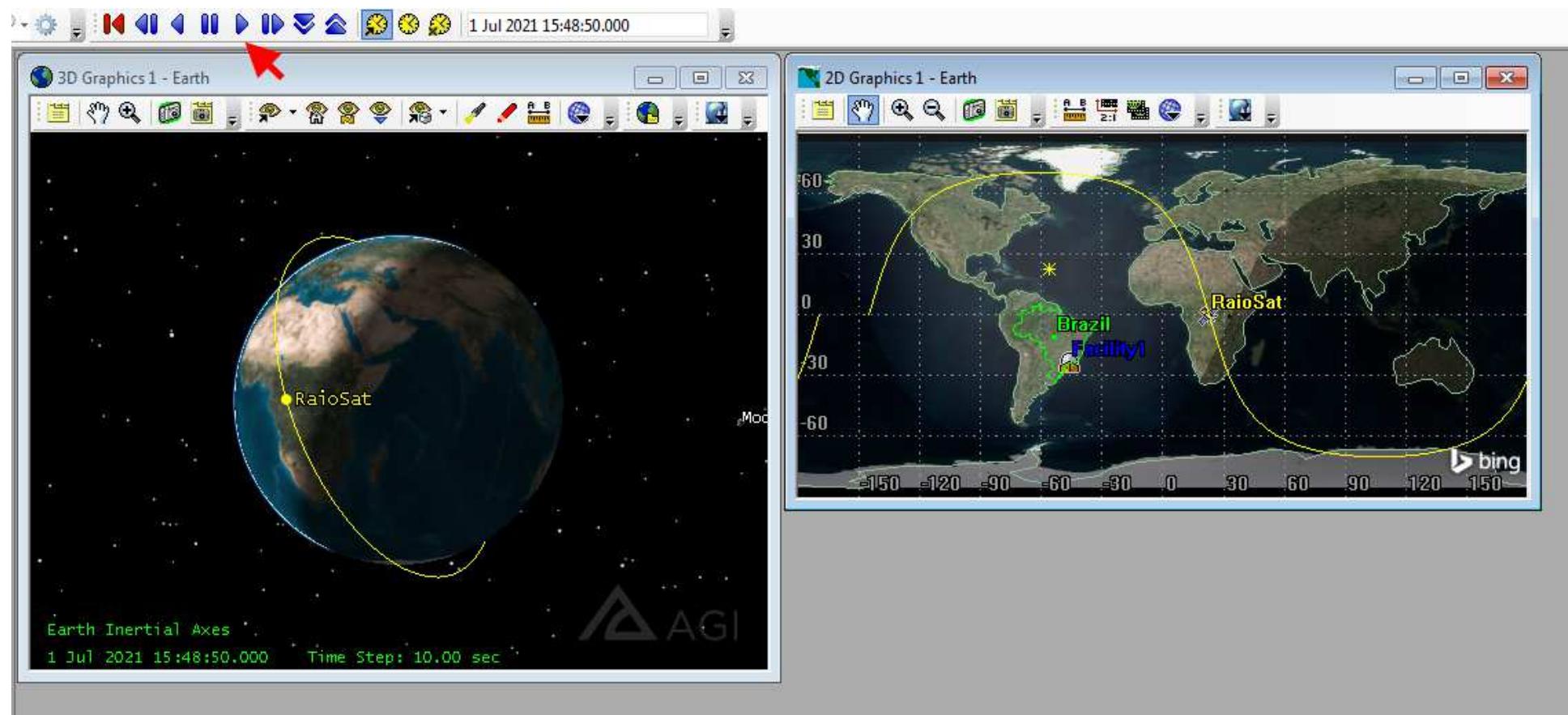
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



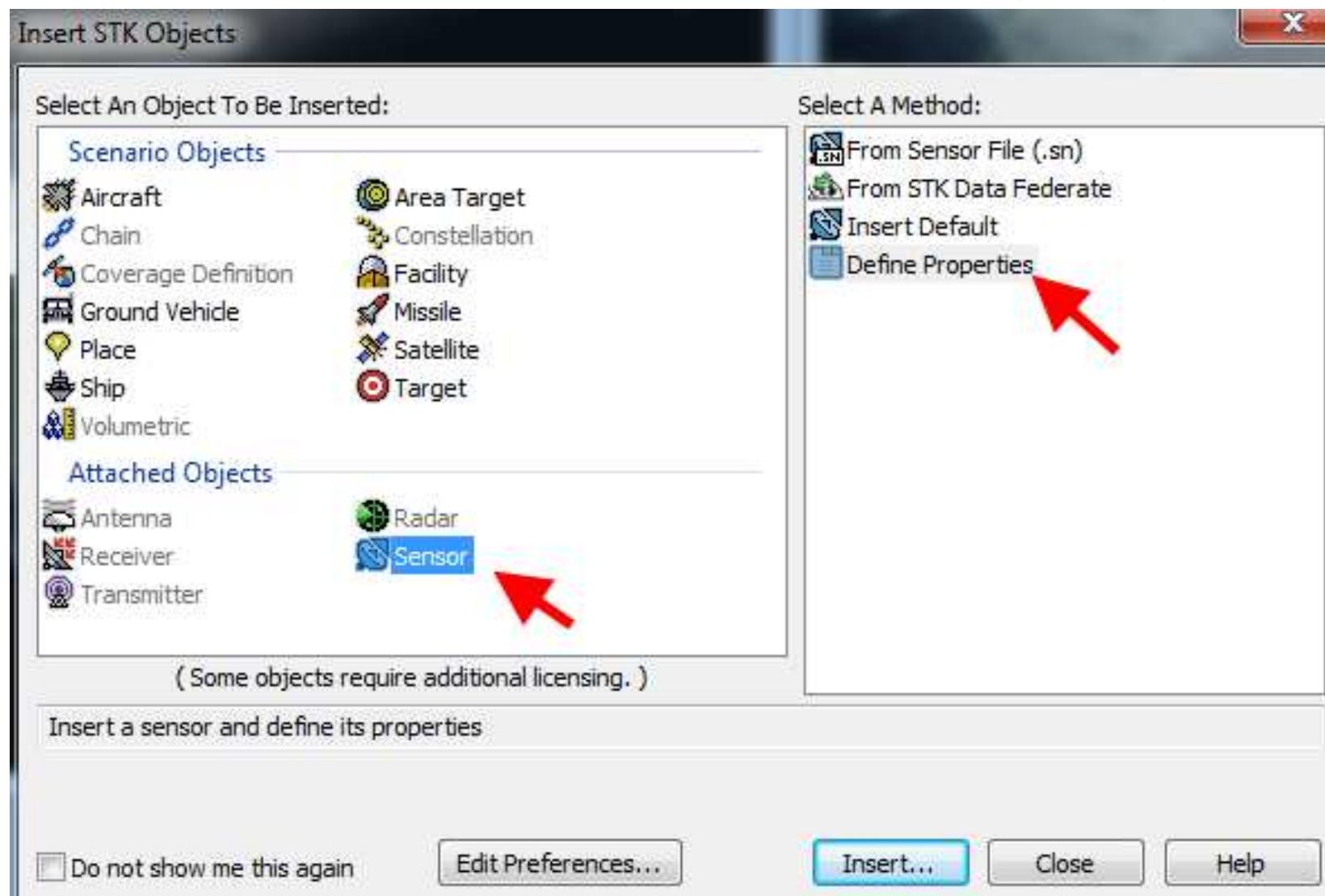
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



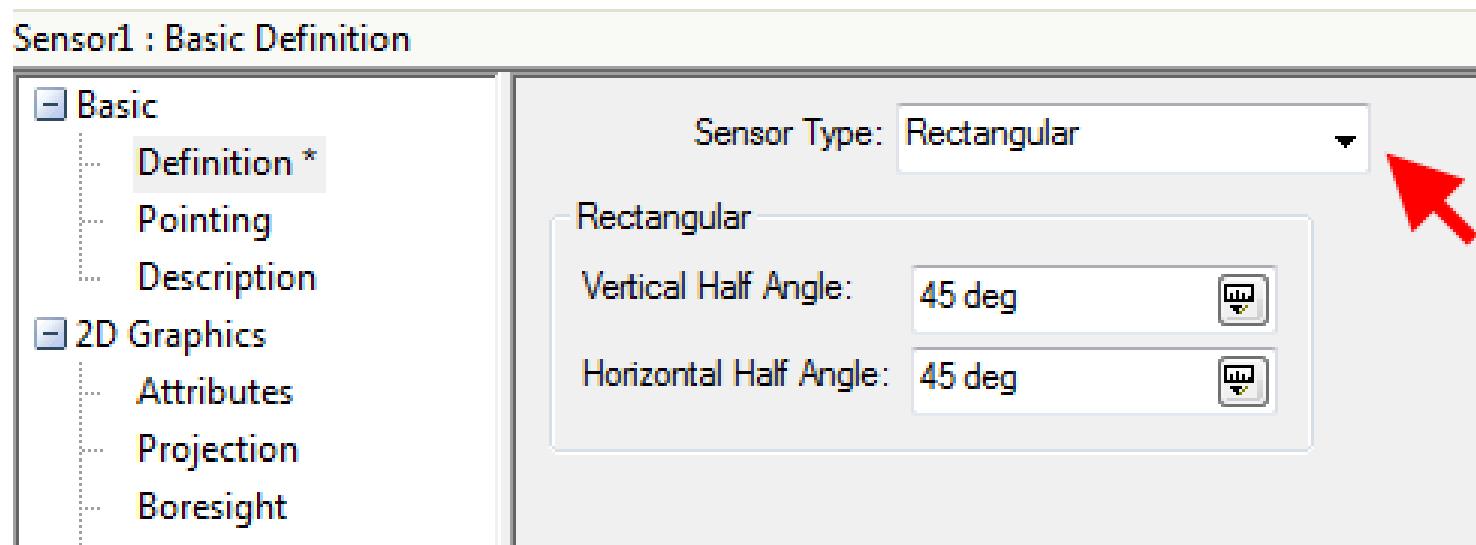
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



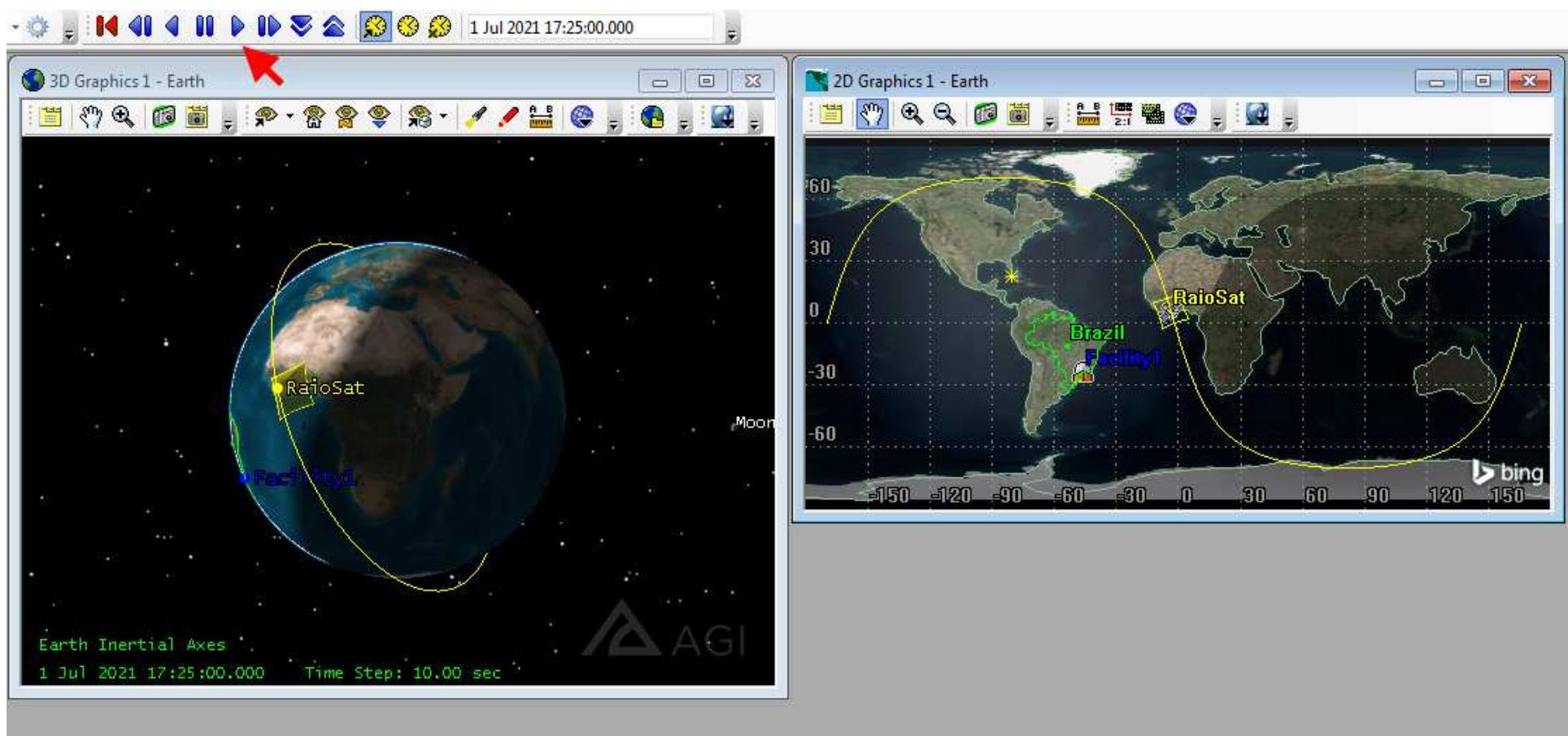
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)

The screenshot shows two windows from the Access software:

- Left Window (Access):** This window is for setting up access parameters. It includes:
  - A toolbar with icons for 3D Graphic..., 2D Graphic..., Access, and Report: Fa...
  - A dropdown menu "Access for:" set to SJC.
  - A "Select Object..." button with a red arrow labeled 1 pointing to it.
  - A "Compute" button with a red arrow labeled 2 pointing to it.
  - A "RaioSat" icon in the object list.
  - A "Graphics" section with checkboxes for "Inherit Settings from Scenario", "Show Line", "Animate Highlight", and "Static Highlight".
  - A "Compute Time Period" section with radio buttons for "Use Object Time Periods" (selected), "Use Scenario Time Period", "Use Time Intervals", and "Specify Time Period". The "Specify Time Period" section shows Start: 1 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG and Stop: 15 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG.
  - A "Reports" section with buttons for "Access...", "Graphs", "AER...", "Time Tool...", and "Add Timeline". The "Access..." button is highlighted with a red arrow labeled 4 pointing to it.
  - A "Auto Add to Timeline" checkbox.
- Right Window (Report):** This window displays the "Report: Facility-SJC-To-Satellite-RaioSat - Access" with the following details:
  - Start: 1 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG
  - Stop: 15 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG
  - Date: 22 Oct 2020 20:04:06
  - Section: RaioSat
  - Table: Access Summary Report
  - Content:

Access	Start Time (UTC)	Stop Time (UTC)	Duration (sec)
1	1 Jul 2021 19:07:28.665	1 Jul 2021 19:11:47.148	258.483
2	1 Jul 2021 20:41:59.221	1 Jul 2021 20:55:46.338	827.117
3	1 Jul 2021 22:24:42.056	1 Jul 2021 22:33:47.762	545.705
4	2 Jul 2021 07:03:53.476	2 Jul 2021 07:17:22.971	809.495
5	2 Jul 2021 08:44:51.515	2 Jul 2021 08:55:36.426	644.911
6	2 Jul 2021 19:31:26.093	2 Jul 2021 19:42:44.337	678.244
7	2 Jul 2021 21:10:05.175	2 Jul 2021 21:23:24.281	799.107
8	3 Jul 2021 05:53:16.376	3 Jul 2021 06:03:06.363	589.987
9	3 Jul 2021 07:31:37.006	3 Jul 2021 07:45:19.872	822.867
10	3 Jul 2021 19:57:57.457	3 Jul 2021 20:11:26.687	809.230
11	3 Jul 2021 21:39:21.865	3 Jul 2021 21:50:18.734	656.869
12	4 Jul 2021 06:19:54.325	4 Jul 2021 06:32:48.182	773.856
13	4 Jul 2021 09:00:00.700	4 Jul 2021 09:10:10.079	709.379

# Missão Cubesat RaioSat (INPE)

Start:	⌚ 1 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG	<input type="button" value="▼"/>
Stop:	⌚ 15 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG	<input type="button" value="▼"/>

22 Oct 2020 20:04:06

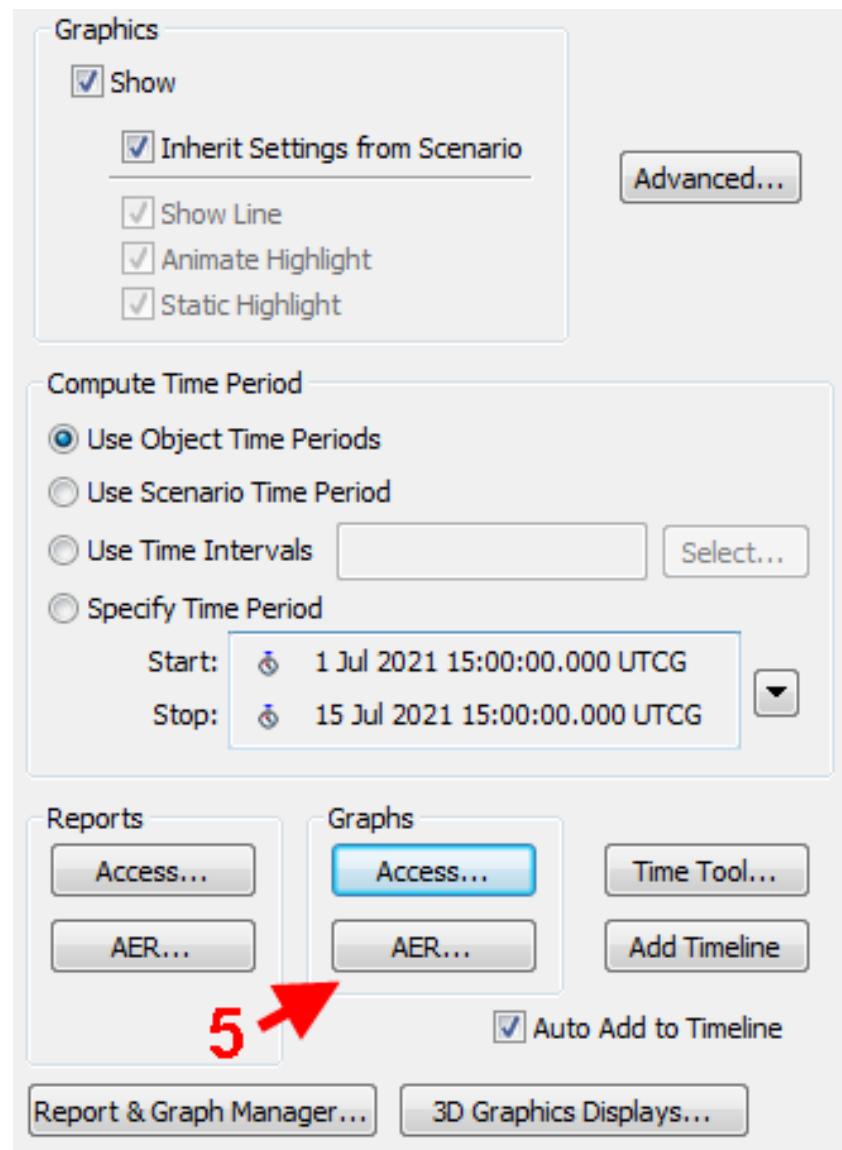
## Facility-SJC-To-Satellite-RaioSat: Access Summary Report

### SJC-To-RaioSat

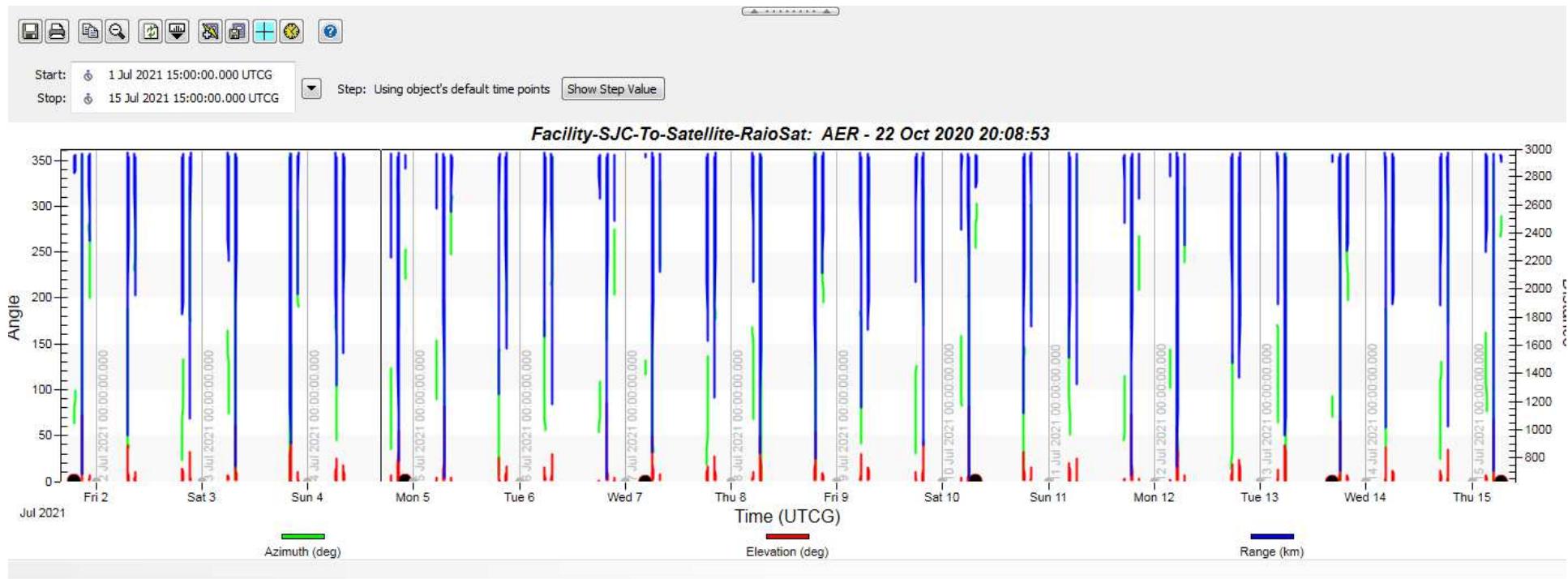
-----

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1 Jul 2021 19:07:28.665	1 Jul 2021 19:11:47.148	258.483
2	1 Jul 2021 20:41:59.221	1 Jul 2021 20:55:46.338	827.117
3	1 Jul 2021 22:24:42.056	1 Jul 2021 22:33:47.762	545.705
4	2 Jul 2021 07:03:53.476	2 Jul 2021 07:17:22.971	809.495
5	2 Jul 2021 08:44:51.515	2 Jul 2021 08:55:36.426	644.911
6	2 Jul 2021 19:31:26.093	2 Jul 2021 19:42:44.337	678.244
7	2 Jul 2021 21:10:05.175	2 Jul 2021 21:23:24.281	799.107
8	3 Jul 2021 05:53:16.376	3 Jul 2021 06:03:06.363	589.987
9	3 Jul 2021 07:31:37.006	3 Jul 2021 07:45:19.872	822.867
10	3 Jul 2021 19:57:57.457	3 Jul 2021 20:11:26.687	809.230
11	3 Jul 2021 21:39:21.865	3 Jul 2021 21:50:18.734	656.869
12	4 Jul 2021 06:19:54.325	4 Jul 2021 06:32:48.182	773.856
13	4 Jul 2021 08:00:03.799	4 Jul 2021 08:12:12.078	728.278
14	4 Jul 2021 18:48:15.907	4 Jul 2021 18:57:44.560	568.653

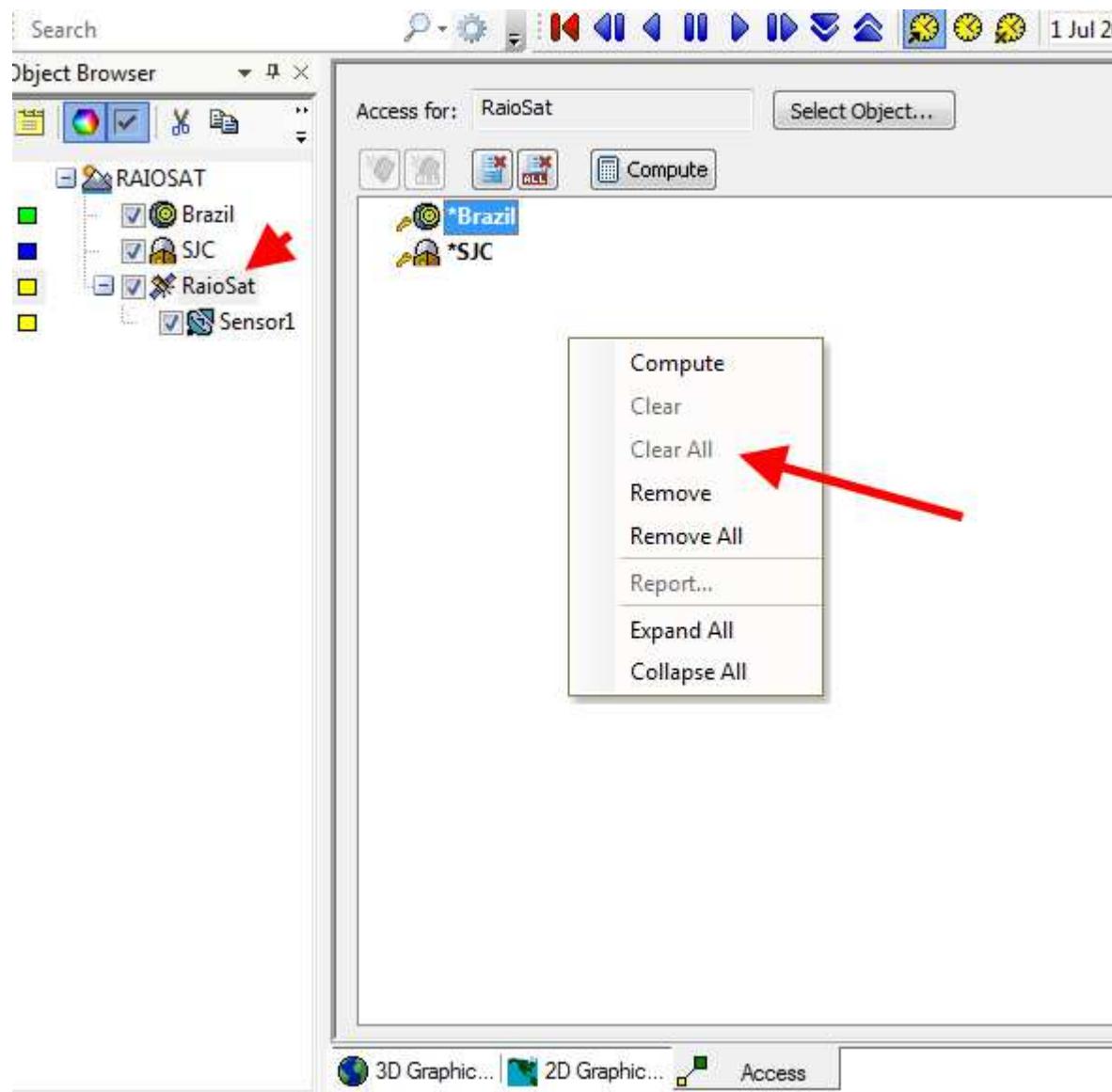
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)

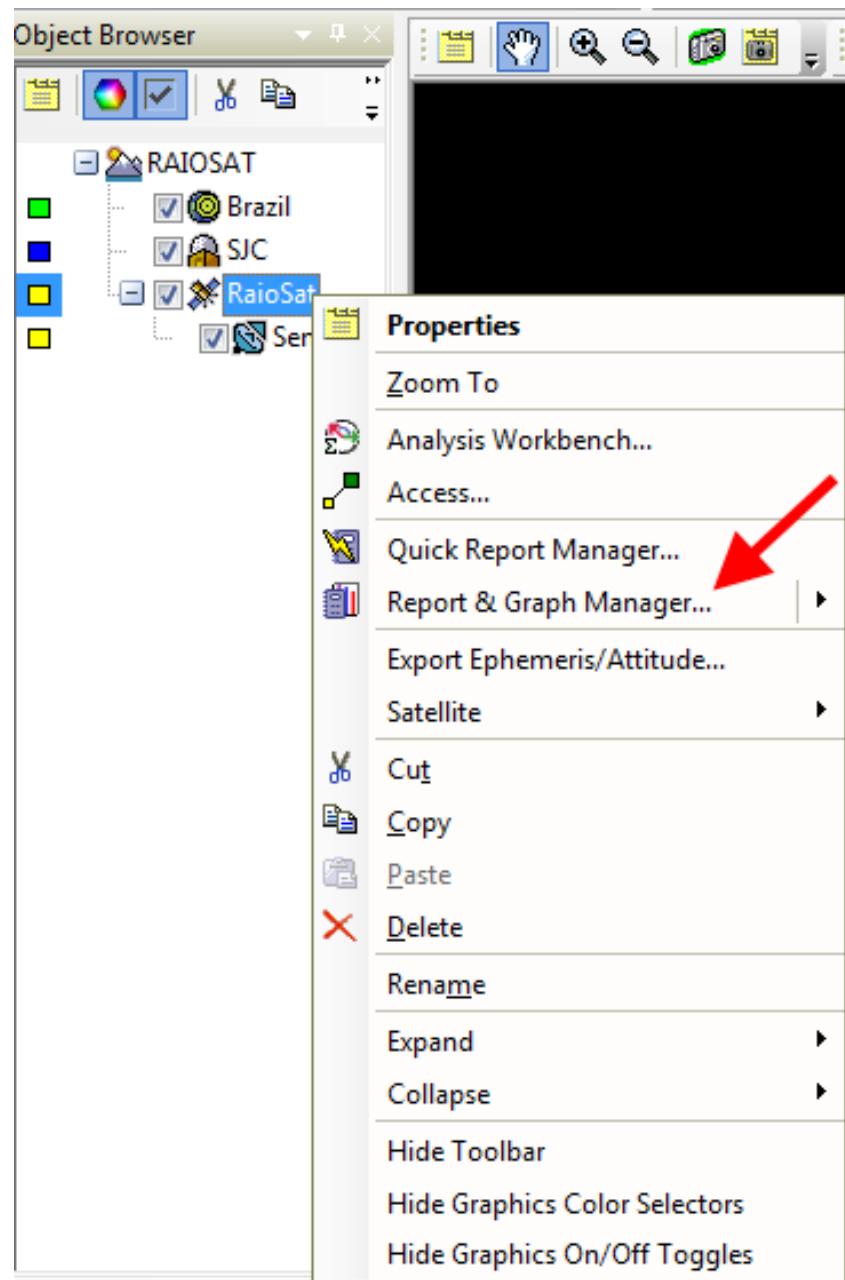


# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



"Clear"

# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)

Object Type: Satellite

RaioSat

Time Properties

Use Object Time Period

Use Advanced Times [Set Times...](#)

Specify Time Properties

Select type: [Specify Times](#)

Start: 1 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG

Stop: 15 Jul 2021 15:00:00.000 UTCG

Use default time points

Use step size/ time bound

Step size: 60 sec [Change](#)

Time bound: 0

Styles

Show Reports  Show Graphs

Eclipse Times  
Ephemeris-IFT-LLA  
Ephemeris-IFT  
EphemerisChooseAxes  
Euler Angles  
Fixed Acceleration  
Fixed LLR Position  
Fixed Position Velocity  
Generated TLE  
Inertial Acceleration  
**Inertial Position Velocity**  
Inertial Position Velocity  
J2000 Acceleration  
J2000 Position Velocity  
J2000 Position Velocity

Generate As:

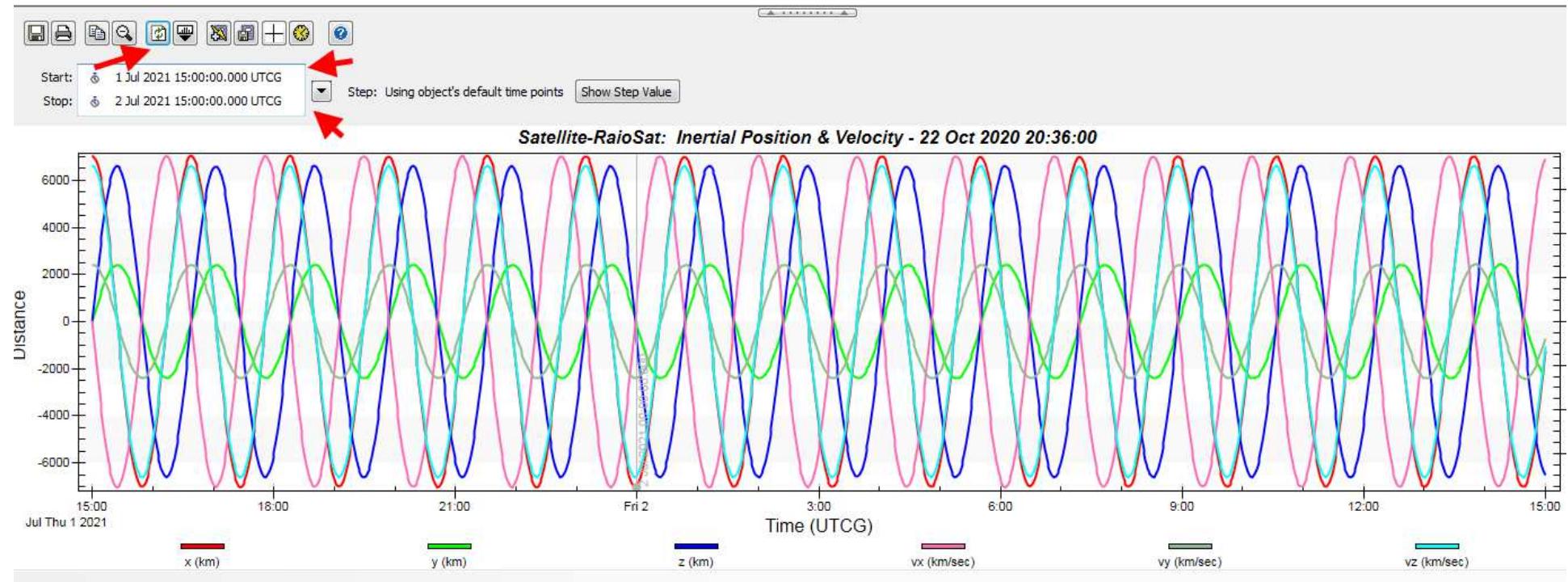
Report/Graph [Generate...](#)

Dynamic Display/Strip Chart

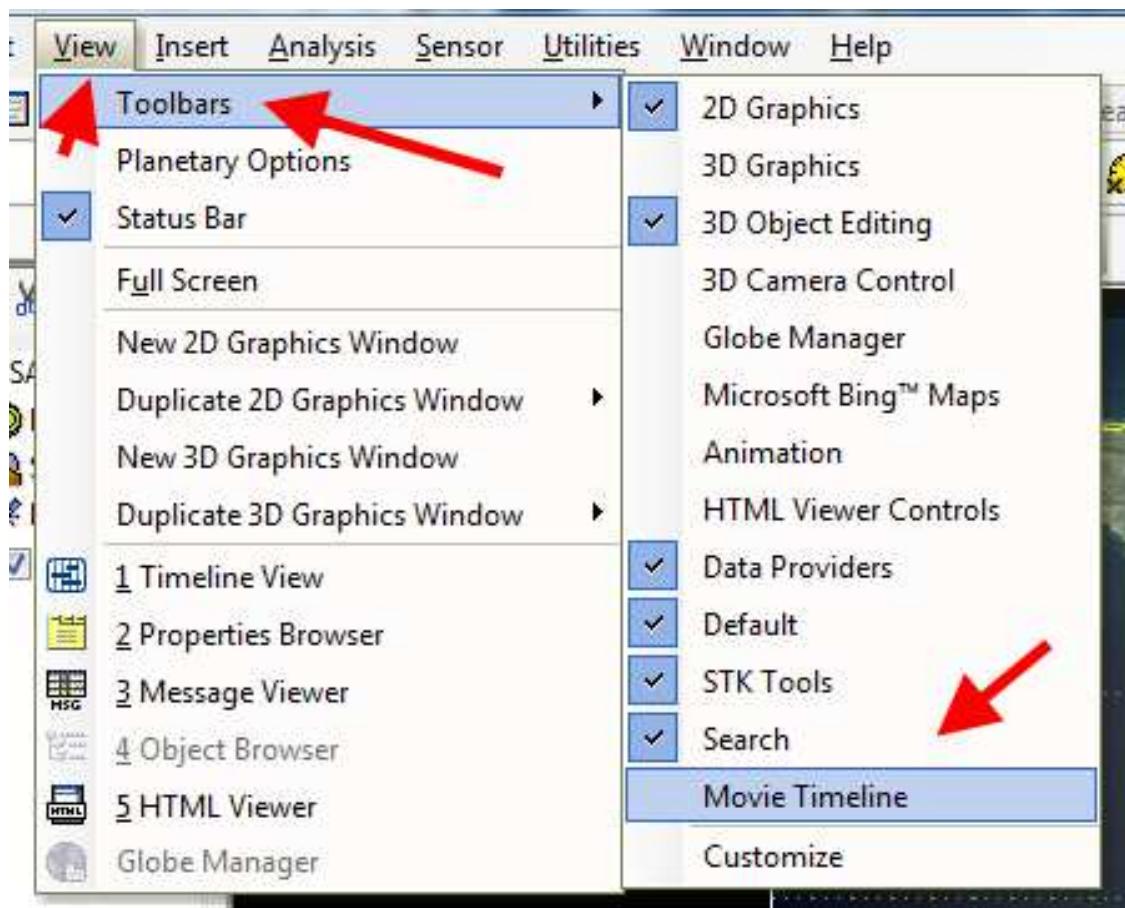
3D Graphic... 2D Graphic... Report Gr...



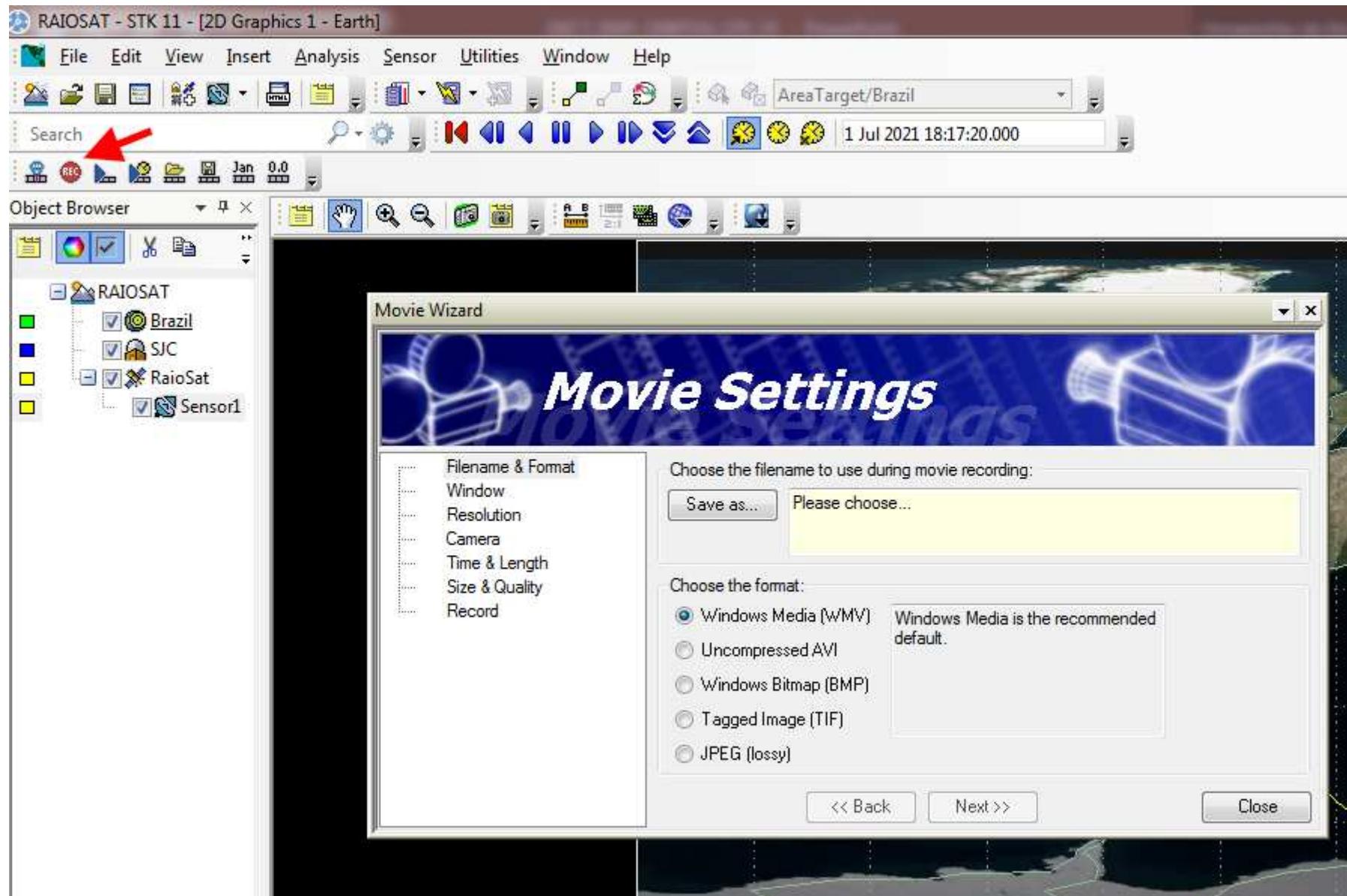
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



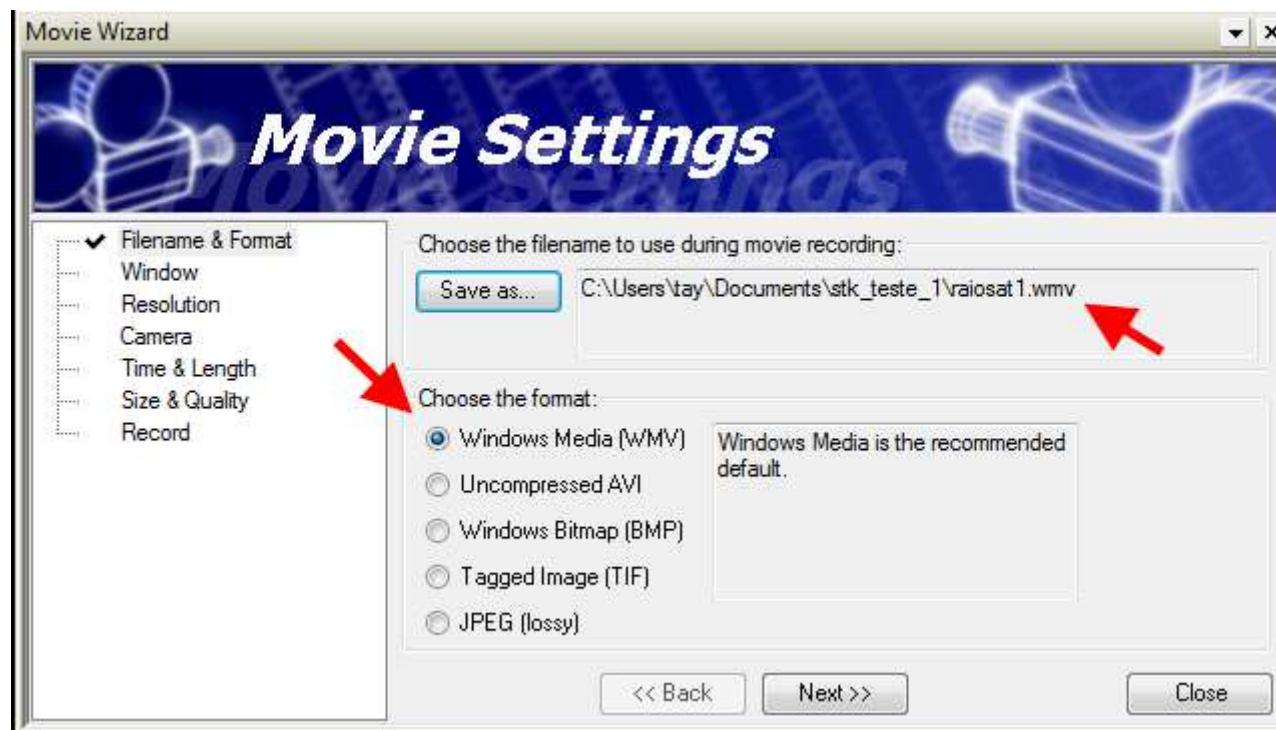
Vamos fazer um filme!!!



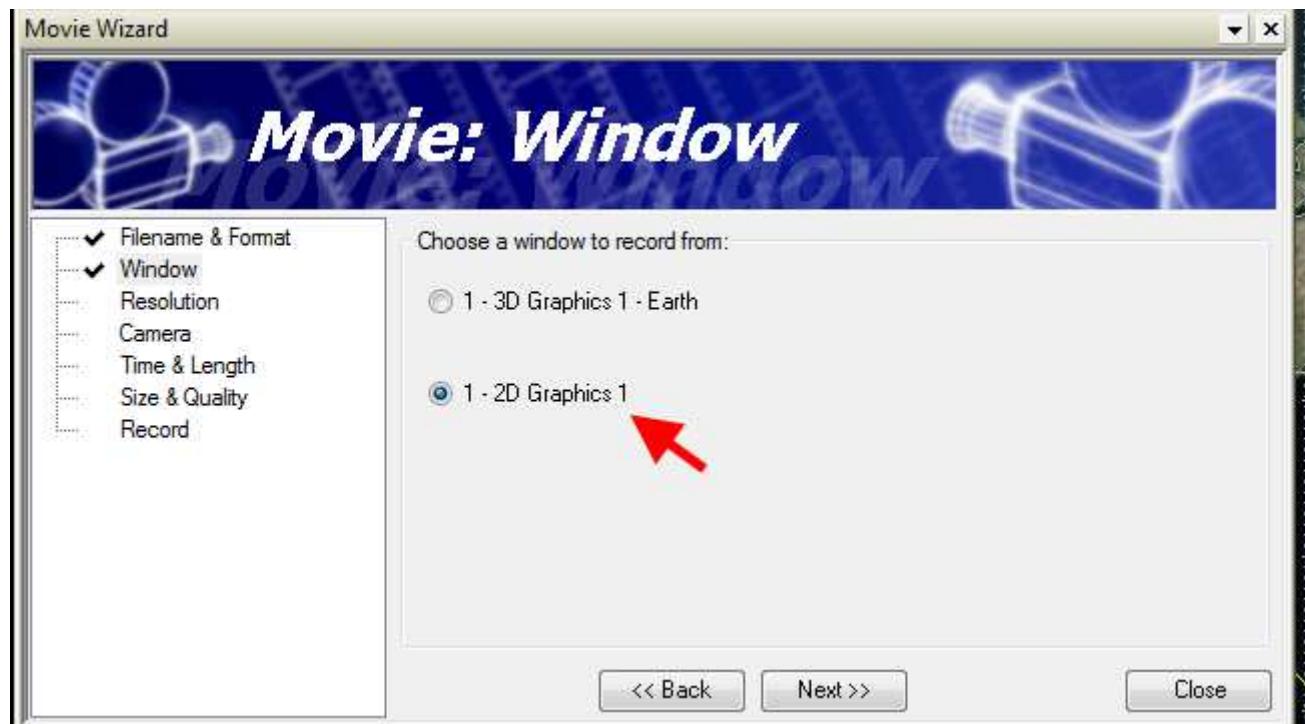
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



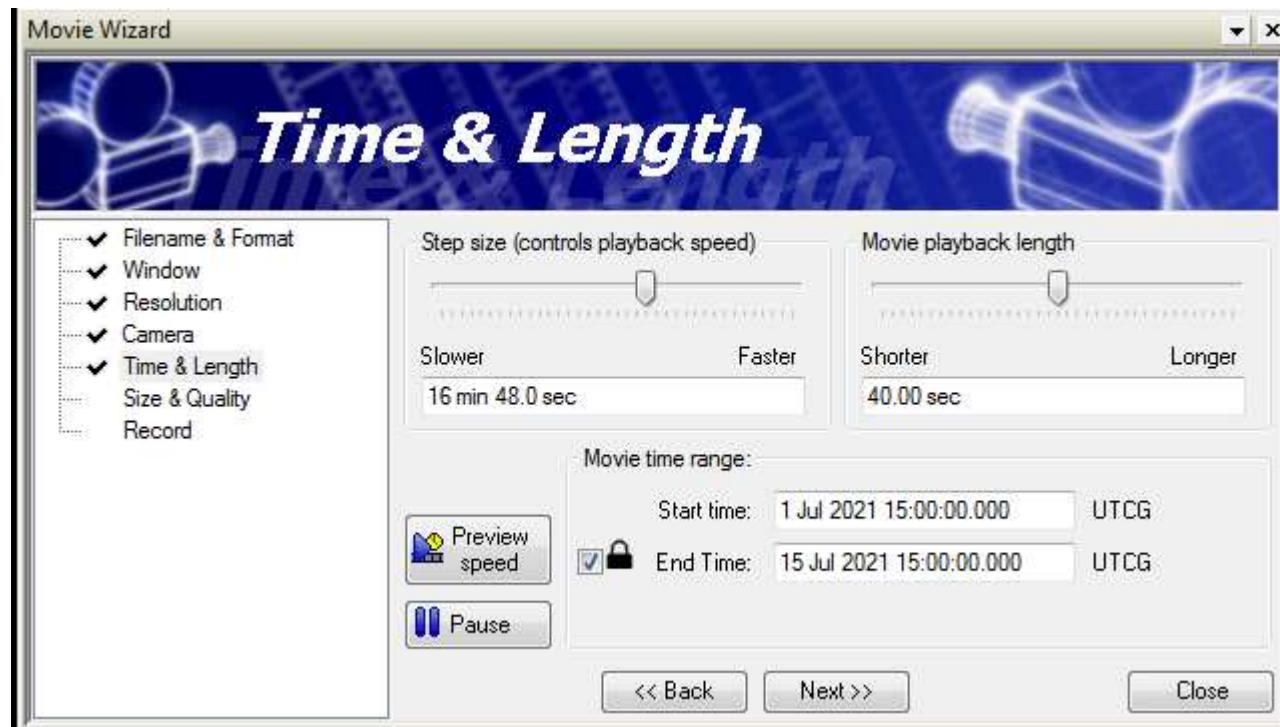
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



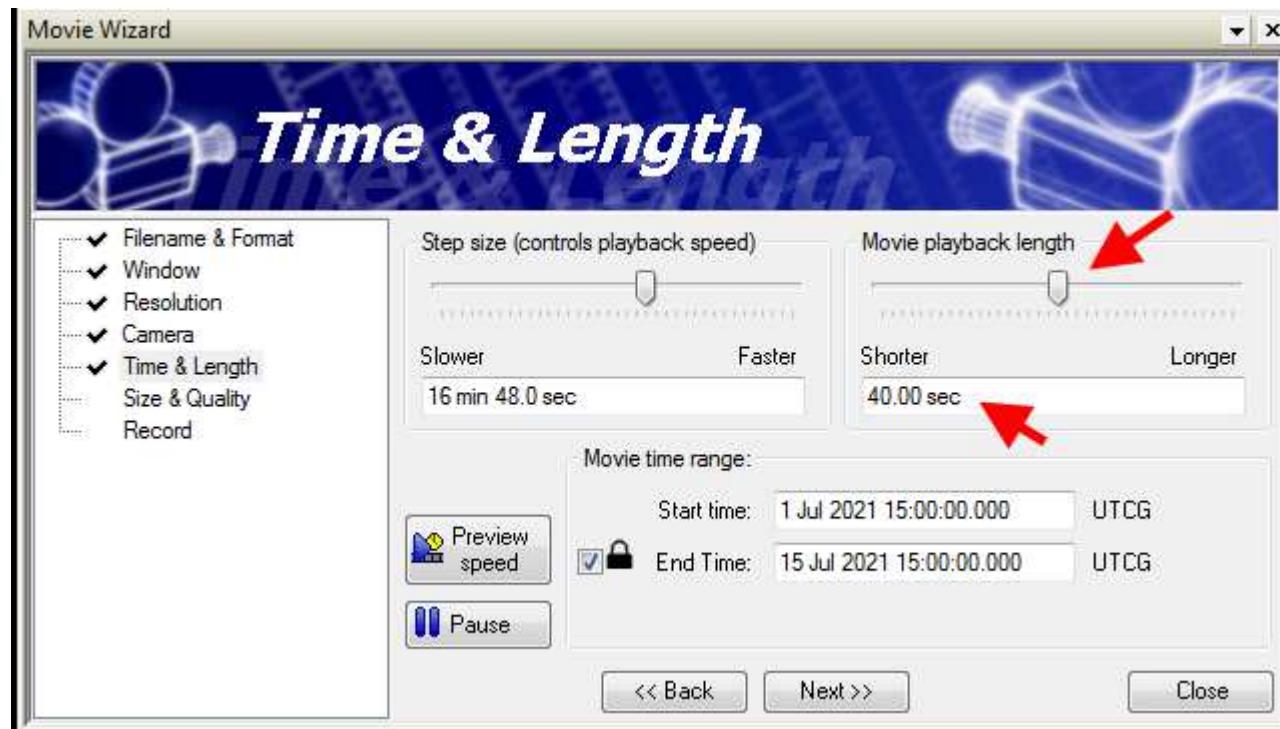
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



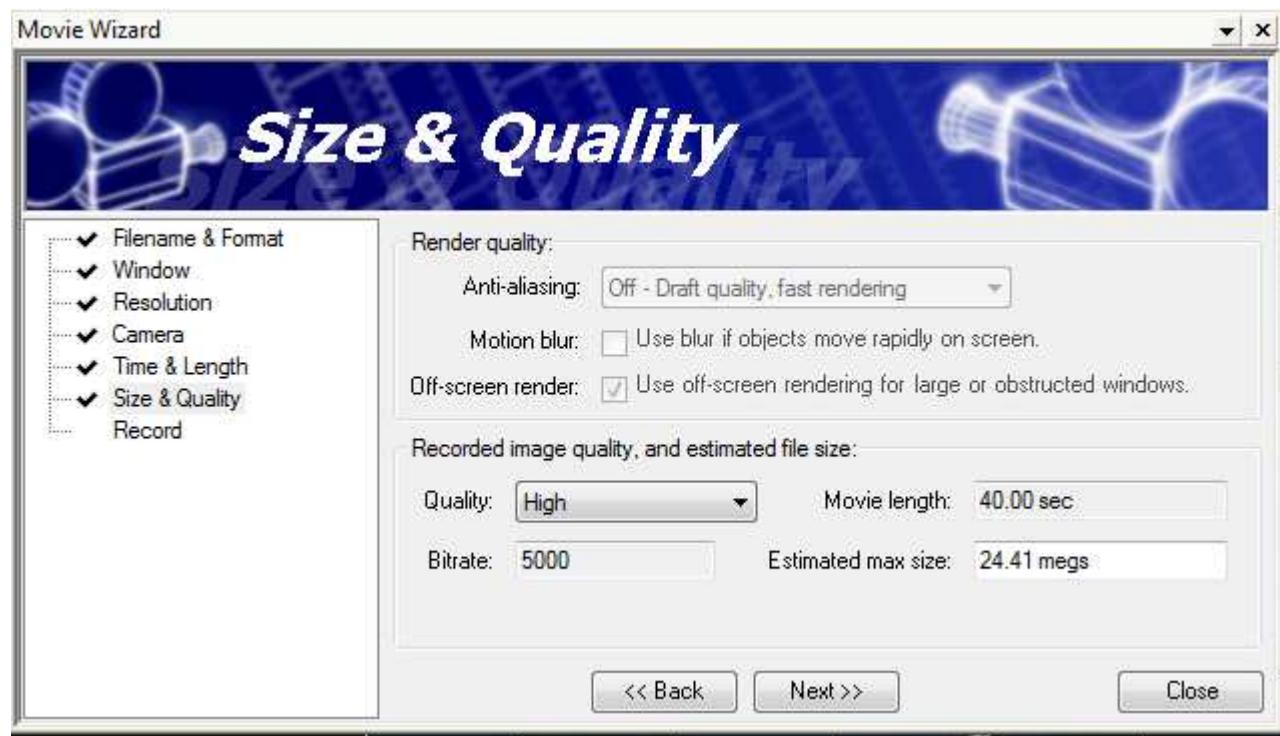
# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat RaioSat (INPE)



# Missão Cubesat BiomeSat (INPE)

## Requisitos da Missão

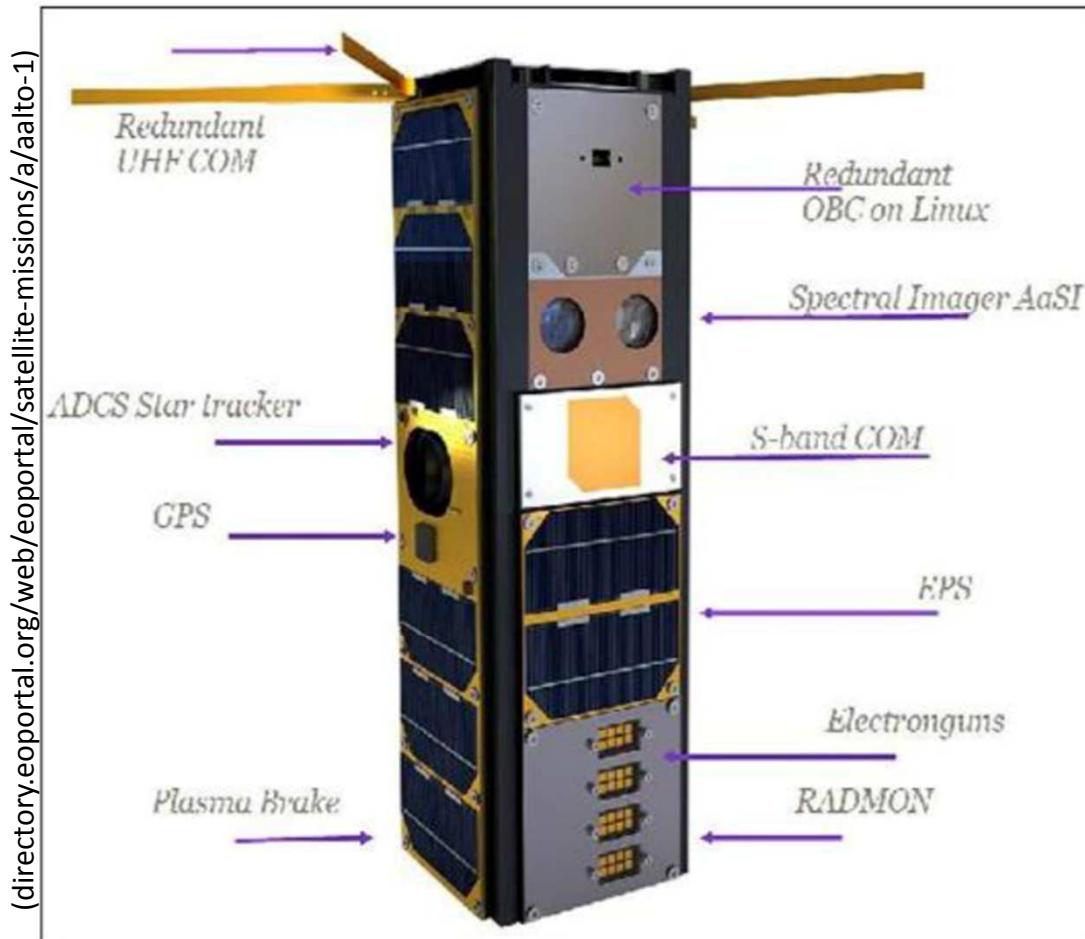
ITEM	REQUISITOS
Dimensões externas	CubeSat 3U (10x10x30 cm )
Massa total	até 3 Kg
Potência total consumida	6,5 W (TBC)
Telemetria UHF	downlink até 9600 bps
Telecomando VHF	uplink até 1200 bps
protocolos de comunicação	AX25 (Radio amador), AFSK, FSK e BPSK
Quantidade de armazenamento total de dados a bordo	4 Giga (TBC) com redundância
Controle de Atitude	3 eixos
Precisão de apontamento	De 1 a 5 graus (TBC)
campo de visada câmera(@ nível de nuvens)	10 km
Resolução espacial	80 metros/pixel
Resolução temporal (número de quadros por segundo, data e hora do relâmpago)	500 quadros / segundos
órbita desejada	LEO
Atitude	650 Km
Inclinação	70 ° (TBC)
Duração da missão	mínimo de 6 meses
Comprimento de onda desejável	777 nm
Sensibilidade da câmera (a abertura da ótica)	400-750 nm transmissão espectral



# Previous Space Missions on Forest Monitoring

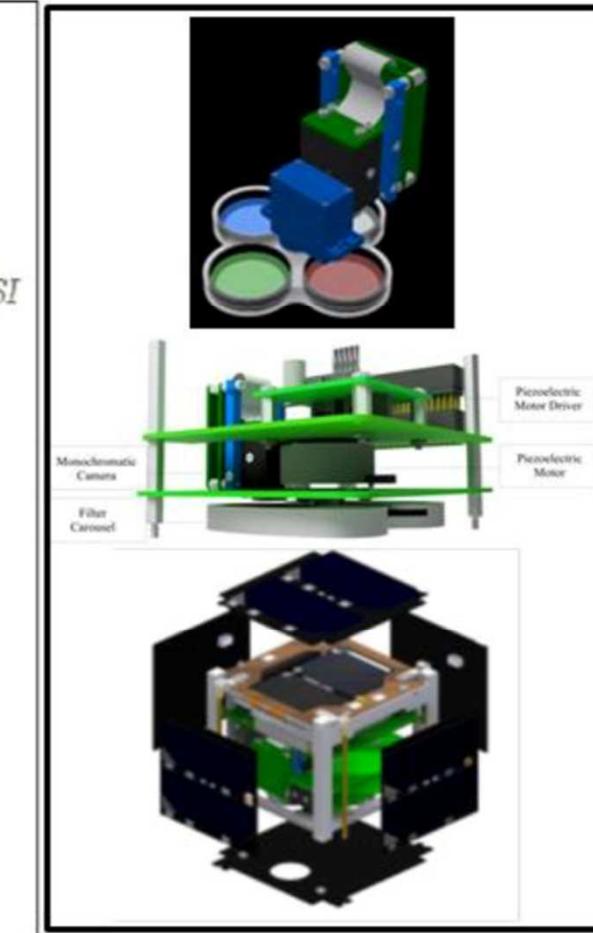
## Vegetation measurements cubesats:

Aalto-1



Aerosol and cloud properties, vegetation measurements, fires,  
water monitoring, land use, atmospheric chemistry

Quetzal-1



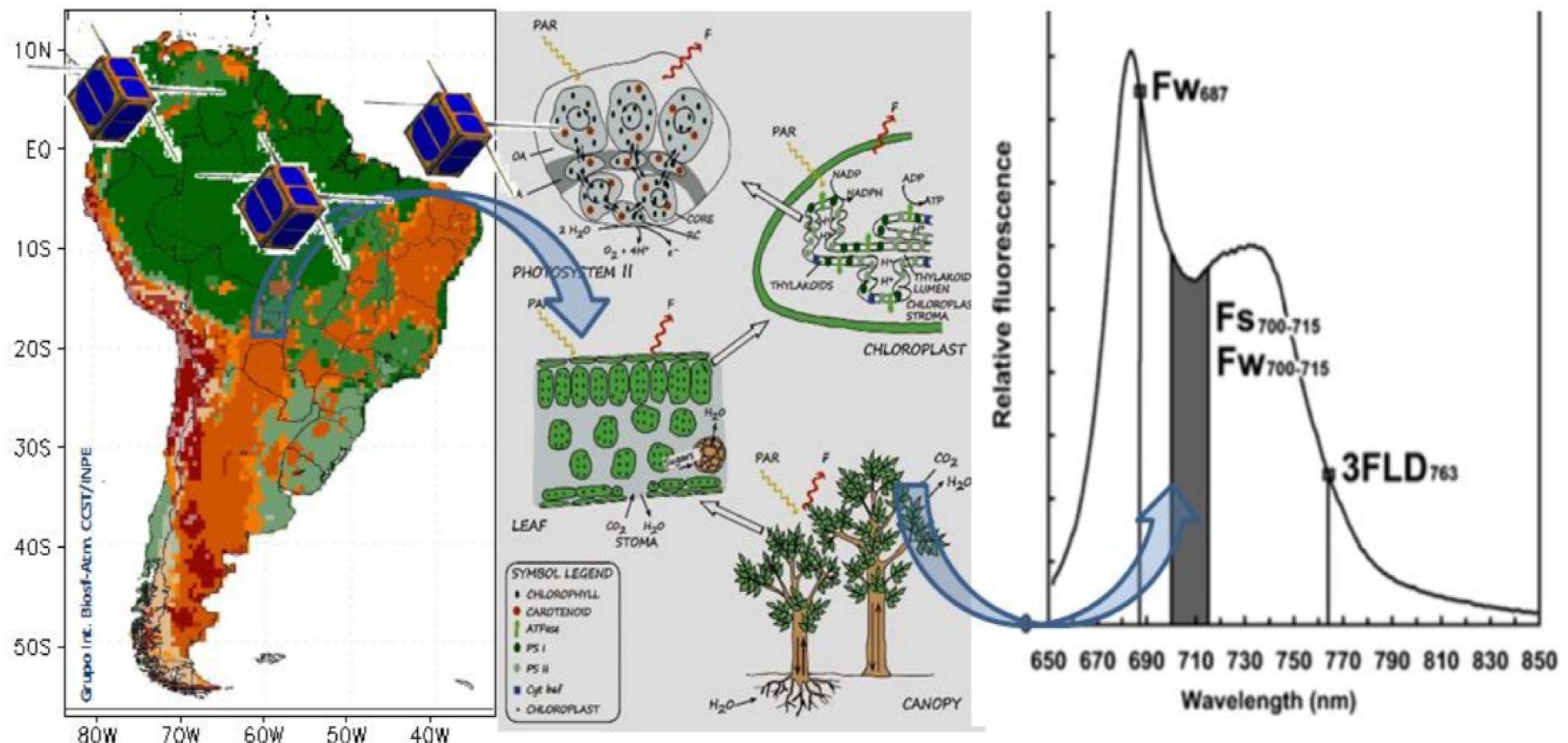
Chlorophyll-a

(cubesat.uvg.gt/).

(directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1)

# Forest monitoring proposal using BiomeSat

## Prospective photosynthesis activity monitoring from chlorophyll fluorescence:



References: Greenbaum et al. (2015) IEEE Aerospace Conference;  
Porcar-Castell et al. (2014) Journal of Experimental Botany

# Preliminary Studies on a BiomeSat Constellation

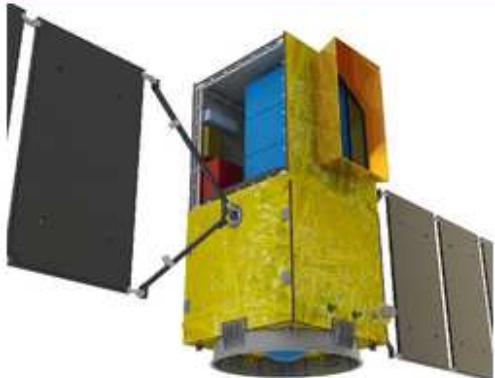
## Prospective orbit constellation:



### Prospective Orbit Constellation

Initial Run : 01-Jan-2022 00:00 GMT  
Lifetime: 2 years and  
Satellite mass: 5 kg.  
Number of revolutions /day:  $14 + \frac{7}{8}$ .  
Revisit Time: 8 days.  
Semi-major axis: 6978.033 km.  
Altitude over the equator: 599,896 km.  
Inclination:  $97.787^\circ$ .  
Pass time in Ecuador: 10:30 AM.  
Period 96.806 min.  
Minimum FOV for global coverage:  $31^\circ$ .

# Amazônia-1



Concepção artística do satélite Amazônia-1

(Crédito Obrigatório: INPE<sup>[1]</sup>)

## Missão

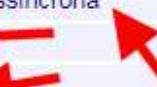
Operação	INPE
Contratantes principais	INPE
Plataforma	Plataforma Multimissão
Tipo de missão	Observação da Terra
Planeta orbitado	Terra
Lançamento	2020
Duração da missão	2 anos
Massa	500,0 kg

## Elementos Orbitais

Tipo	Órbita heliossíncrona
Inclinação	98°
Apogeu	900 km
Perigeu	900 km
Período orbital	100,0 minutos
Excentricidade	0,00000

## Instrumentos

AWFI	3 bandas no VIS 1 banda no NIR
------	-----------------------------------



# Orbital

---

[build](#) [error](#) [pypi](#) [v0.7.0](#) [python](#) [2.7, 3](#) [license](#) [MIT](#)

Orbital is a high level orbital mechanics package for Python.

## Installation

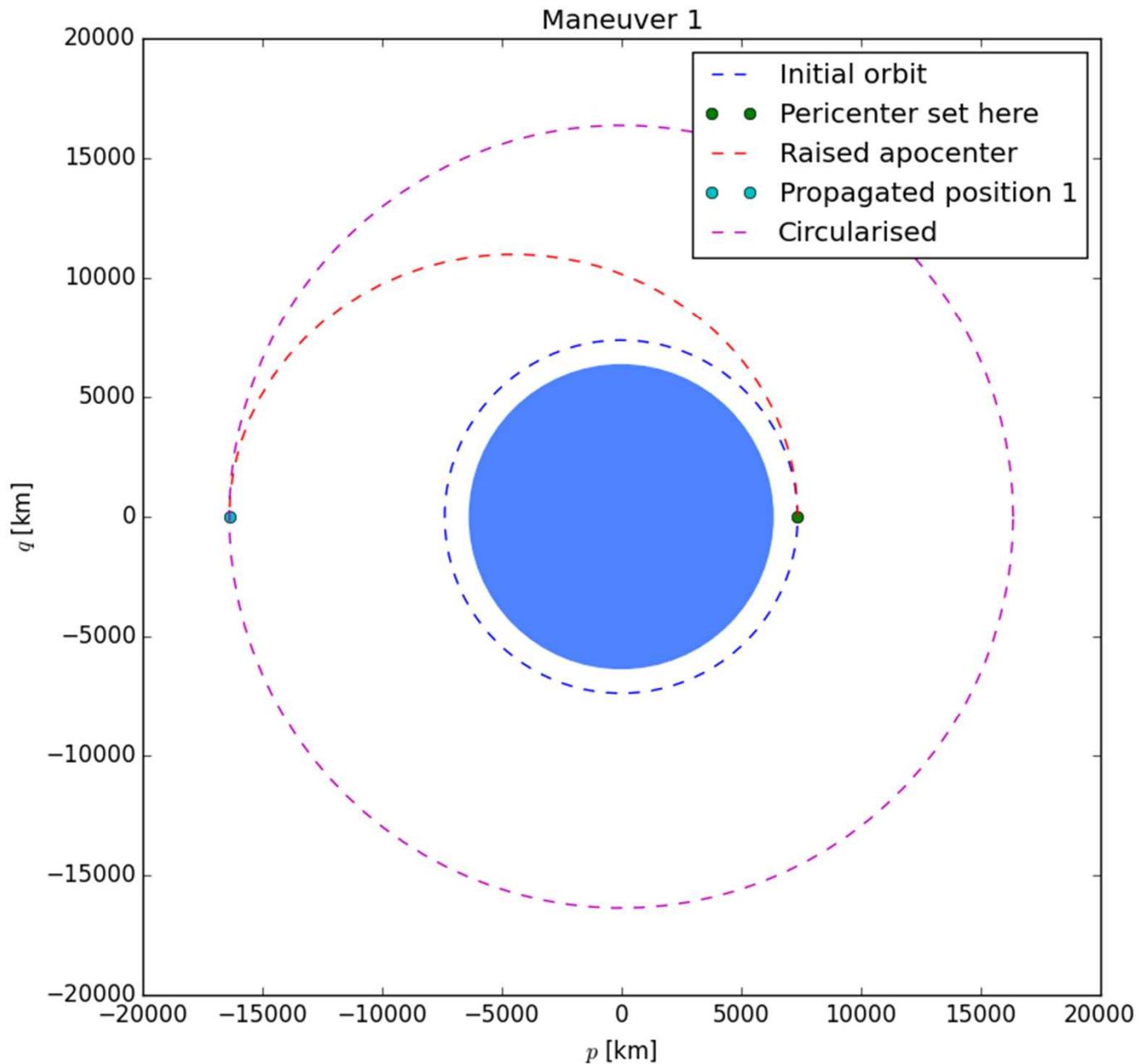
```
$ pip install orbitalpy
```

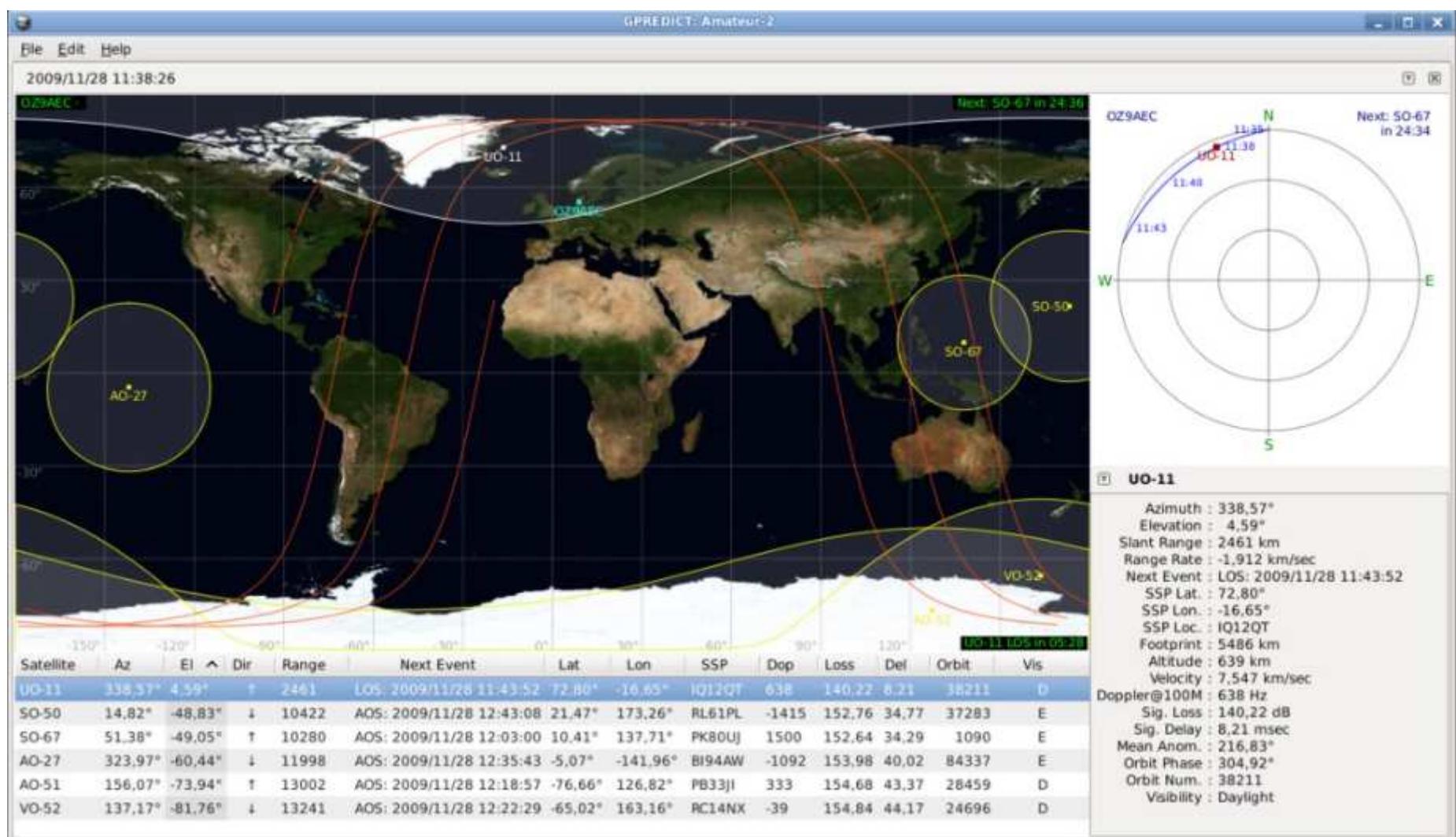
## Example

```
from orbital import earth, KeplerianElements, Maneuver, plot

from scipy.constants import kilo
import matplotlib.pyplot as plt

orbit = KeplerianElements.with_altitude(1000 * kilo, body=earth)
man = Maneuver.hohmann_transfer_to_altitude(10000 * kilo)
plot(orbit, title='Maneuver 1', maneuver=man)
plt.show()
```







17ª SEMANA  
NACIONAL DE  
CIÊNCIA E  
TECNOLOGIA

Inteligência Artificial: A Nova Fronteira da Ciéncia Brasileira

MÊS NACIONAL DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES  
OUTUBRO / MCTI

## Agradecimentos:

A Divisão de Extensão e Capacitação (**DIEXC**) / INPE

Márcia Alvarenga

Wagner Mahler

Jhonathan Murcia Piñeros

Prof. Walter Abrahão



MINISTÉRIO DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES





17ª SEMANA  
NACIONAL DE  
CIÊNCIA E  
TECNOLOGIA

Inteligência Artificial: A Nova Fronteira da Ciéncia Brasileira

MÊS NACIONAL DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES  
OUTUBRO | MCTI

Obrigado!!!!



[lazaro.camargo@inpe.br](mailto:lazaro.camargo@inpe.br)



MINISTÉRIO DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES

PÁTRIA AMADA  
**BRASIL**  
GOVERNO FEDERAL