



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ESTUDO DA PERTURBAÇÃO DA ÓRBITA DE SATÉLITES ARTIFICIAIS DEVIDO À AÇÃO DA RADIAÇÃO SOLAR

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA (PIBIC/INPE/CNPq)

Anderson Bartholomeu de Oliveira (UBC, Bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: bartholomeu.a.o@gmail.com

Hans-Ulrich Pilchowski (INPE-ETE/DMC, Orientador)
E-mail: hans.pilchowski@inpe.br

Julho de 2019



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

“Dedico este trabalho primeiramente a Deus, ao meu pai Thome A. Oliveira, minha mãe Idalina B. Oliveira, aos meus amigos e meu coordenador que sempre esteve me apoiando.”



AGRADECIMENTO

Agradeço primeiramente a Deus e aos meus pais, ao meu coordenador Dr. Hans-Ulrich Pilchowski por sua orientação seu grande desprendimento em ajudar e amizade sincera. Aos meus amigos Erick e Rodolfo pelo incentivo e grande ajuda. Agradeço ao INPE E CNPq que me proporcionaram realizar esse trabalho.

RESUMO

Sendo efetuado um estudo teórico, com a finalidade de modelar um algoritmo de determinações orbitais para a inclusão da força perturbadora, devida à pressão de radiação solar direta, que age sobre os satélites artificiais terrestres foram a primeira parte da pesquisa de modelagem de um algoritmo de determinação de órbita com força perturbadora devida à pressão de radiação solar. Assim baseando nessa primeira parte deu-se início a execução do algoritmo da perturbação da pressão da radiação solar total, a qual inclui os fatores de irradiação devidos à radiação direta, albedo e reirradiação. Onde o maior fator é o da radiação direta, após esse vem o albedo que equivale a aproximadamente 40% da irradiação Terra e por último o menor fator é devido à reirradiação da Terra. Pode-se parcelar a incidência da radiação direta e do albedo em termos de áreas de maior ou menor incidência, que nesse caso podem ser denominadas áreas de iluminação total, penumbra e umbra, ou seja, correspondentes à maior ou menor atuação das forças perturbadoras. Utilizando-se modelos de equações específicas, que permitem calcular a força perturbadora total, devida à radiação solar, a qual atua em satélites, e utilizando os cálculos, devidos a essas equações, transformando as em funções de processamento de linguagem computacional, desenvolveu-se um algoritmo computacional, que fornece a perturbação nas órbitas de satélites artificiais, que orbitam a Terra devido à ação da radiação solar direta e indireta. A radiação solar indireta, é composta pela radiação solar refletida, isto é, o albedo, a reirradiação, ou seja, a radiação absorvida e reemitida pela Terra, onde, para os dois casos, a atmosfera é considerada como um meio óptico refratário. Porém, antes de estabelecer o efeito dessa perturbação na órbita de um satélite artificial, deve considerar-se o harmônico de segunda ordem do geopotencial J₂. Assim, nesse trabalho, determinou-se a órbita de um satélite artificial e a propagação dessa ao longo do tempo. Assim, considerando-se a órbita, fornecida em termos dos elementos orbitais keplerianos, o geopotencial e a perturbação devida à radiação solar, o algoritmo fornece a perturbação em cada elemento orbital individual e simultaneamente. Finalmente, o algoritmo fornece a órbita simulada, livre de perturbações externas e com a perturbação devida à pressão da radiação solar total. O algoritmo está construído na forma de sub-rotina, para que possa ser inserido em algoritmos mais abrangentes, de forma que seus resultados possam ser somados a outras perturbações orbitais utilizados na correção orbital, sempre que for necessária.

Palavras-chave: Determinação da órbita de satélites, perturbação da órbita, pressão de radiação solar, albedo e reirradiação



Sumário

1 INTRODUÇÃO.....	8
2 OBJETIVO	8
2.1 OBJETIVOS GERAIS	8
2.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS	9
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	9
3.3 ALBEDO	9
4 MATERIAIS E METODOS.....	12
5 ANÁLISES E RESULTADO.....	13
6 CONCLUSÃO.....	18
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	19



LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Sombra da Terra e plano terminador.....	10
Figura 2 - Regiões do albedo.....	11
Figura 3 - Geometria do problema	11
Figura 4 - Dados obtidos ação da reirradiação nos elementos keplerianos	13
Figura 5 - Dados obtidos ação da reirradiação nos elementos keplerianos	14
Figura 6 - Dados obtidos ação do albedo nos elementos keplerianos	14
Figura 7- Dados obtidos ação do albedo nos elementos keplerianos	15
Figura 8 - Perturbação da pressão de radiação solar total (direta, albedo, reirradiação).....	16
Figura 9 - Perturbação da pressão de radiação solar total (direta, albedo, reirradiação).....	17



LISTA DE SIMBOLOS E ABREVIATURAS

- a – Semi-Eixo maior
- h – Momento angular
- i – Inclinação
- e – Excentricidade
- ω – Argumento do perigeu
- θ – Anomalia verdadeira
- Ω – Ascensão da reta
- v – irradiação térmica
- $\overrightarrow{Ac_{pr}}$ – aceleração causada pela pressão de radiação
- S - Intensidade de radiação na orbita da terra
- η – coeficiente de sombra
- C_r – coeficiente da radiação
- m – Área de absorção
- $\overrightarrow{F_a}$ – Força perturbadora albedo
- $\overrightarrow{F_r}$ – Força perturbadora reirradiação
- $\overrightarrow{F_d}$ – Força perturbadora direto



1 INTRODUÇÃO

As forças gravitacionais mais importantes que afetam a órbita de um satélite artificial, são respectivamente: devido ao atrito com atmosfera e à pressão de radiação solar. Neste trabalho, apenas a última é tratada, onde dividimos em direta, podendo ser visualizado na primeira parte deste trabalho e indireta, que será tratada a seguir. Foi visto que a força direta corresponde ao efeito provocado pela incidência da radiação solar sobre o satélite, a força indireta é produzida pela reflexão da luz pela superfície terrestre, isto é, pelo albedo e pela reirradiação da energia solar absorvida pela Terra.

A força da pressão de radiação é, para a maioria dos satélites, uma função descontínua do tempo, devido que parte das órbitas são encobertas pela sombra da Terra, eliminando temporariamente as forças direta e indireta devida ao albedo [1]

2 OBJETIVO

2.1 OBJETIVOS GERAIS

Objetivo deste trabalho foi desenvolver um algoritmo computacional que forneça a perturbação da órbita de satélites artificiais terrestres devido à ação da radiação solar direta, indireta (albedo) e reirradiação da Terra. Para poder estabelecer-se a perturbação na órbita, de satélites artificiais, devido à pressão da radiação solar. Faz-se necessário, primeiramente, considerando o geopotencial, pelo menos até o nível J2, determinar a órbita desses satélites e determinar sua propagação ao longo do tempo. Assim, o desenvolvimento do algoritmo computacional que fornece a perturbação da órbita de um satélite, deve ser efetuado em termos dos elementos keplerianos, ou seja, este deve fornecer a perturbação em cada elemento orbital individual e simultaneamente. O algoritmo deve fornecer essas perturbações automaticamente podendo ser colocado em forma de rotina, isto é, rotina que possa ser inserida em programas computacionais mais abrangentes, para que os resultados possam ser



somados a outras perturbações orbitais e utilizados na correção orbital sempre que for necessária.

2.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

Este projeto de pesquisa tem como objetivo desenvolver um algoritmo computacional que forneça dados da perturbação orbital de satélites artificiais terrestres, devida à ação da pressão de radiação solar indireta, depois juntada com a direta. Assim, visou-se alcançar o objetivo da obtenção do algoritmo que possa ser inserido em programas computacionais mais abrangentes, destinados ao controle de órbitas.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

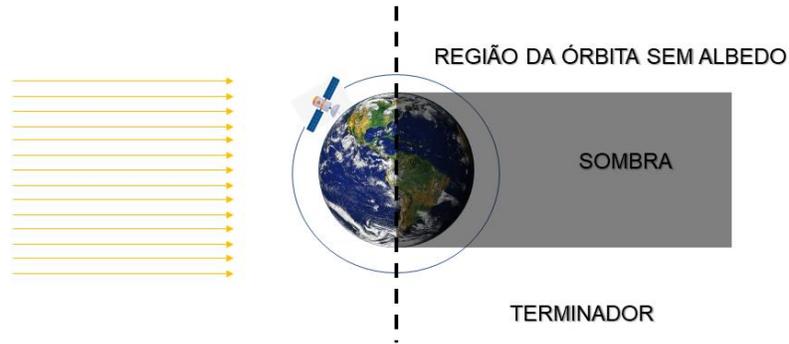
Este capítulo contém os fundamentos que foram necessários para o entendimento da pesquisa realizada neste trabalho.

3.3 ALBEDO E REIRRADIAÇÃO

Denominação dada à radiação solar refletida pela Terra, sendo composta de suas partes, especular e difusa. Segundo análise a reflexão especular pode ser considerada como desprezível quando comparada com a componente difusa [1].

Já a componente difusa é devida à radiação solar reirradiada pela superfície terrestre, assumida constante e isotrópica, para cada região da superfície, e normalmente o albedo refere se apenas a esta parte da radiação refletida. O albedo age sobre o satélite apenas na parte da órbita que está sobre a face iluminada da Terra, como mostra a Figura 1, isto é, tem reflexão da radiação solar pela Terra sobre o satélite na região determinada pelo terminador.

Figura 1 – Sombra da Terra e plano terminador.



Fonte: Adaptado de Hans-Ulrich Pilchowski pelo autor.

Deste modo, é assumido que a radiação solar é refletida pela Terra segundo a Lei de Lambert, isto é, admite-se um aumento de refletividade da Terra em direção aos polos, o que faz com que o albedo (A) dependa da latitude (ϕ), segundo a série:

$$A(\phi) = A_0 + A_2 \text{sen}^2(\phi + C_2) + A_4 \text{sen}^4(\phi + C_4) + \dots \quad (1)$$

Onde C_{2n} é uma fase e $n = 1, 2, 3, \dots$

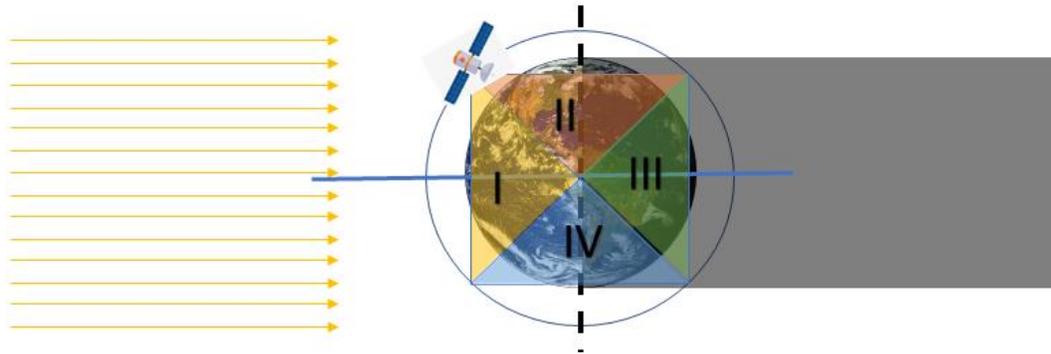
Neste trabalho são utilizados apenas o primeiro e o segundo termo da série, isto é:

$$A(\phi) = A_0 + A_2 \text{sen}^2(\phi + C_2) \quad (2)$$

onde os parâmetros A_0 e A_2 dependem das variações sazonais. Para esse trabalho foi utilizado valores $A_0 = 0.219$ e $A_2 = 0.410$, com esses valores obteve uma reflexão média da Terra que vale aproximadamente 0.37.

Para determinar a força de pressão de radiação devido ao albedo, a órbita do satélite é dividida em quatro regiões, como mostra a Figura 2.

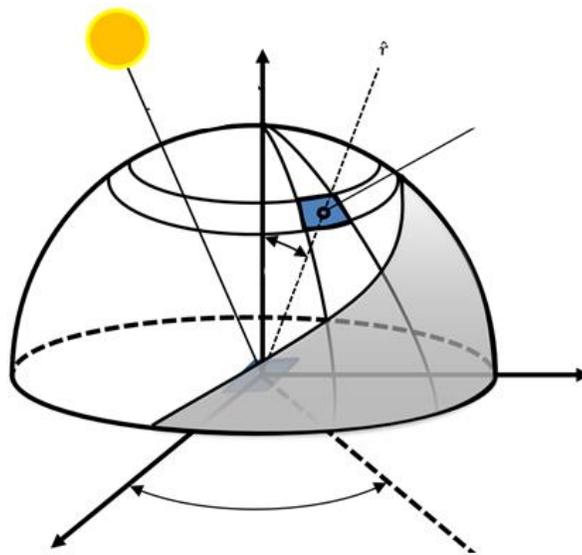
Figura 2 - Regiões do albedo



Fonte: Adaptado de Hans-Ulrich Pilchowski pelo autor.

Infelizmente a integral não admite solução analítica, sendo a integral numérica bastante custosa para a maioria dos propagadores de órbita, resta fazer algumas hipóteses simplificadoras. Admite-se, a princípio, que toda a radiação refletida deva se exclusivamente a um elemento de área diretamente abaixo do satélite. como demonstra a Figura 3, onde \hat{r} posição do satélite.

Figura 3 - Geometria do problema



Fonte: Adaptado de Hans-Ulrich Pilchowski pelo autor.

Para compensar este efeito, introduz-se um fator η no coeficiente de albedo, na forma (Lautman,1997):

$$A = \eta(A_0 + A_2 \text{sen}^2(\phi)) \quad (3)$$

onde $\eta = 1$ para região I e $\eta = 0$ para as regiões II e III e IV.

A força de albedo é na direção radial e é dada por:

$$\vec{F}_A = A(\phi) \overrightarrow{Ac_{pr}} \hat{r} \quad (4)$$

logo, expressão geral para albedo fica na forma:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = v C_r \frac{S}{m} P_s \eta \left[A_0 + A_2 \left(\frac{z}{r} \right)^2 \right] \begin{bmatrix} x/r \\ y/r \\ z/r \end{bmatrix} \quad (5)$$

Analisando as equações do albedo pode se notar, que para determinar a reirradiação deve considerar que não tem variação do albedo com a latitude, e neste caso, as componentes transversal e normalmente podem ser consideradas nulas, de forma que utilizando da radiação direta desenvolvida na primeira parte desse trabalho, e força de reirradiação fica dessa forma:

$$\vec{F}_r = -\vec{F}_d(1 - A_0) \hat{r}_s \quad (6)$$

4 MATERIAIS E METODOS

Para poder estabelecer-se a perturbação na órbita, de satélites artificiais, devido à radiação solar, faz-se necessário, primeiramente, considerando o geopotencial, pelo menos até o nível J2, determinar a órbita desses satélites e determinar sua propagação ao longo do tempo. Assim, o desenvolvimento do algoritmo computacional que fornece a perturbação da órbita de um satélite, deve ser efetuado em termos dos elementos orbitais keplerianos dessa, ou seja, este deve fornecer a perturbação em cada elemento orbital individual e simultaneamente. O algoritmo desenvolvido em python3.6 utilizando as bibliotecas de manipulação de dados para área científica sendo elas: Numpy, Matplotlib e Scipy. Assim foram criados os algoritmos

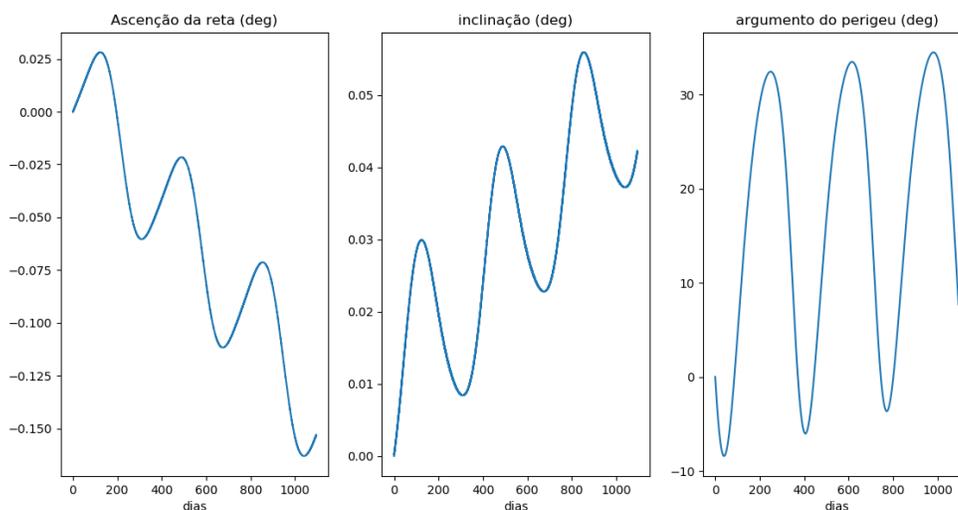
que determinam a órbita de um satélite com ou sem a perturbação devido a radiação solar, e assim pode facilmente ser colocado em forma de rotina, isto é, rotina que possa ser inserida em programas computacionais mais abrangentes, para que os resultados possam ser somados a outras perturbações orbitais e utilizados na correção orbital sempre que for necessária.

5 ANÁLISES E RESULTADO

Os resultados obtidos foram comparados com dados encontrados por CURTIS (2014) e SATÉLITES ARTIFICIAIS - MOVIMENTO ORBITAL- INPE, assim foram possíveis validar os algoritmos de determinação de órbitas, onde foram comparados um por vez para uma validação mais precisas dos dados obtidos.

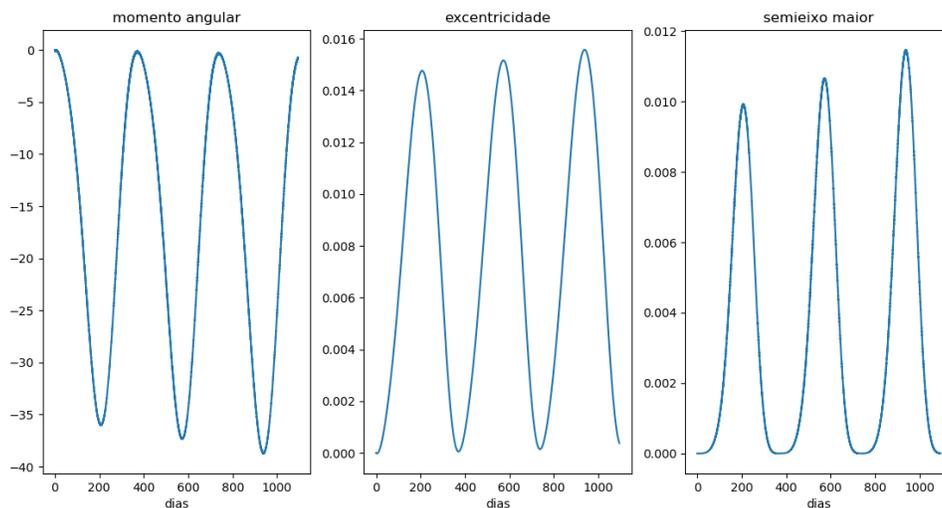
O primeiro conjunto de gráficos demonstrado na Figura 4 e 5, são da reirradiação afetando os elementos kepleriano onde foram validados pelos dados da apostila SATÉLITES ARTIFICIAIS - MOVIMENTO ORBITAL- INPE.

Figura 4 - Dados obtidos ação da reirradiação nos elementos keplerianos



Fonte: O Autor.

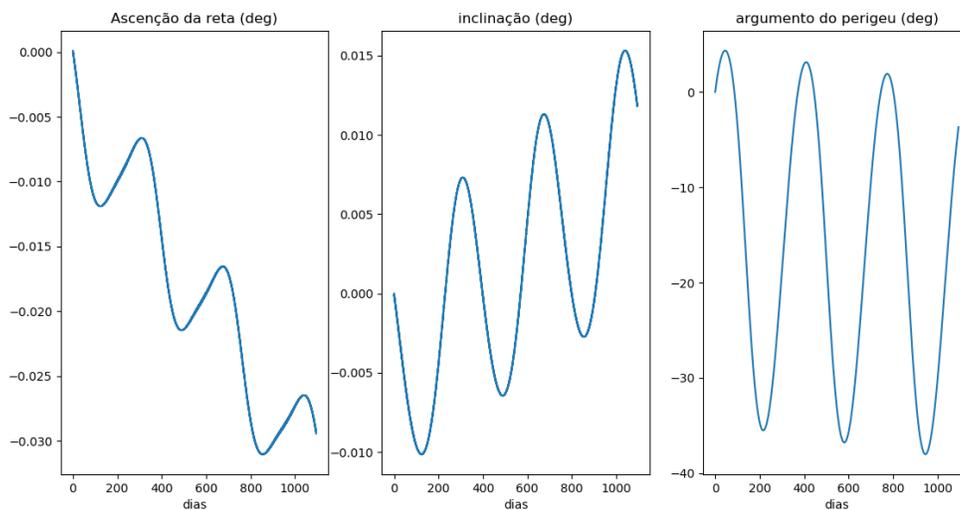
Figura 5 - Dados obtidos ação da reirradiação nos elementos keplerianos



Fonte: O Autor.

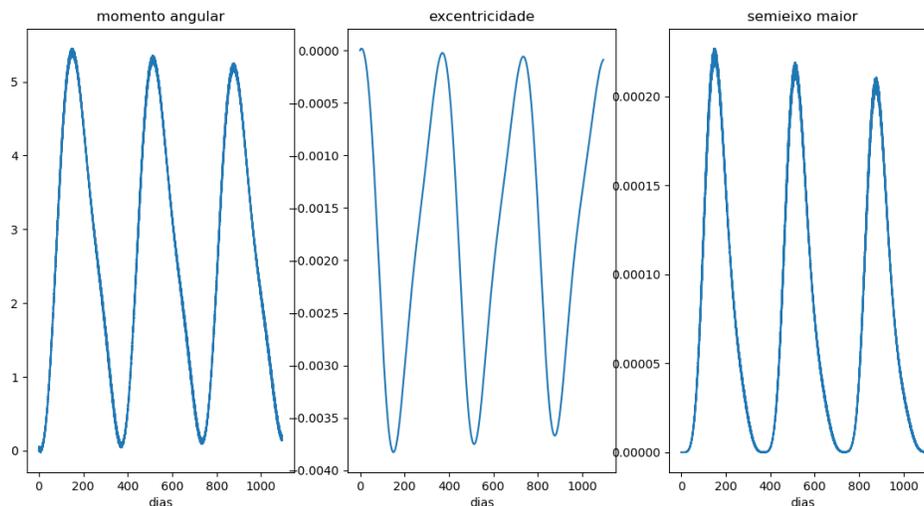
O segundo conjunto de gráficos demonstrado na Figura 4 e 5, são do albedo afetando os elementos kepleriano onde foram validados pelos dados da apostila SATÉLITES ARTIFICIAIS - MOVIMENTO ORBITAL- INPE.

Figura 6 - Dados obtidos ação do albedo nos elementos keplerianos



Fonte: O Autor.

Figura 7- Dados obtidos ação do albedo nos elementos keplerianos



Fonte: O Autor.

Para simulação das perturbações devido à ação da radiação solar total, os resultados obtidos foram validados pela comparação com dados fornecidos por CURTIS (2014). Note-se que existem divergências entre os gráficos obtidos e os fornecidos por CURTIS (2014), devido a quantidade de casas decimais utilizadas e de utilização de métodos analíticos de perturbação. Entretanto os dados obtidos tem um grau de precisão de 97% com os de validação, está sendo o utilizado o exemplo a seguir para obtenção dos dados:

Um satélite terrestre esférico tem uma relação área absorvente massa (A_s / m) de $2\text{m}^2 / \text{kg}$.

No tempo t_0 (data juliana $JD_0 = 2.438.400,5$) seus parâmetros orbitais são

Momento angular: $63383.4 \text{ km}^2/\text{s}$

Excentricidade: 0.025422

Ascensão reta: 45.3812°

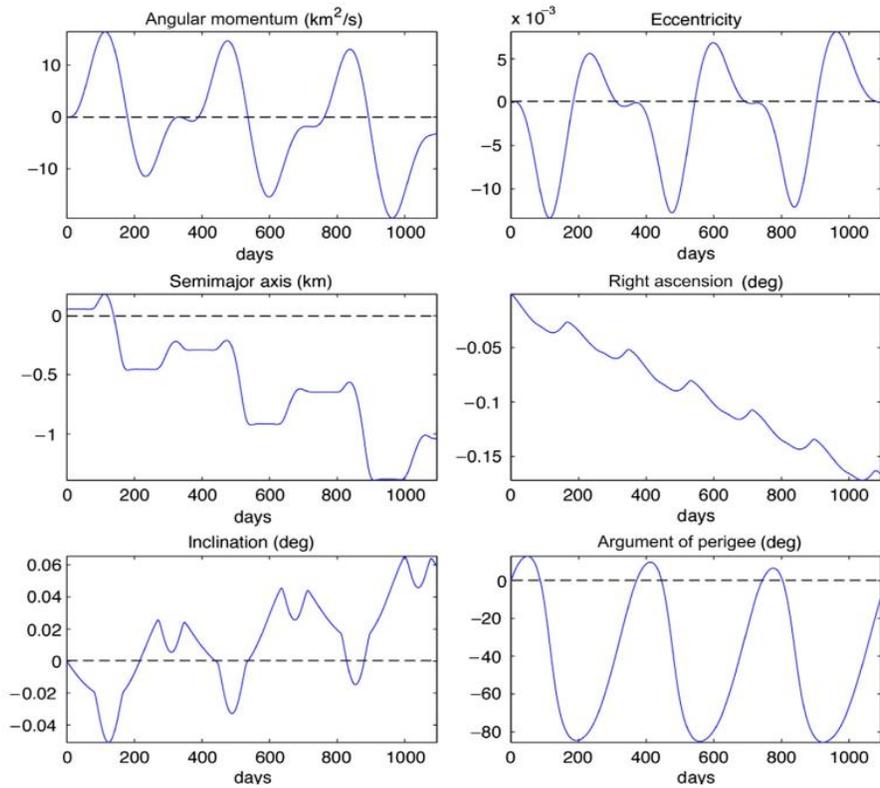
Inclinação: 88.3924°

Argumento do perigeu: 227.493°

Anomalia verdadeira: 343.427°

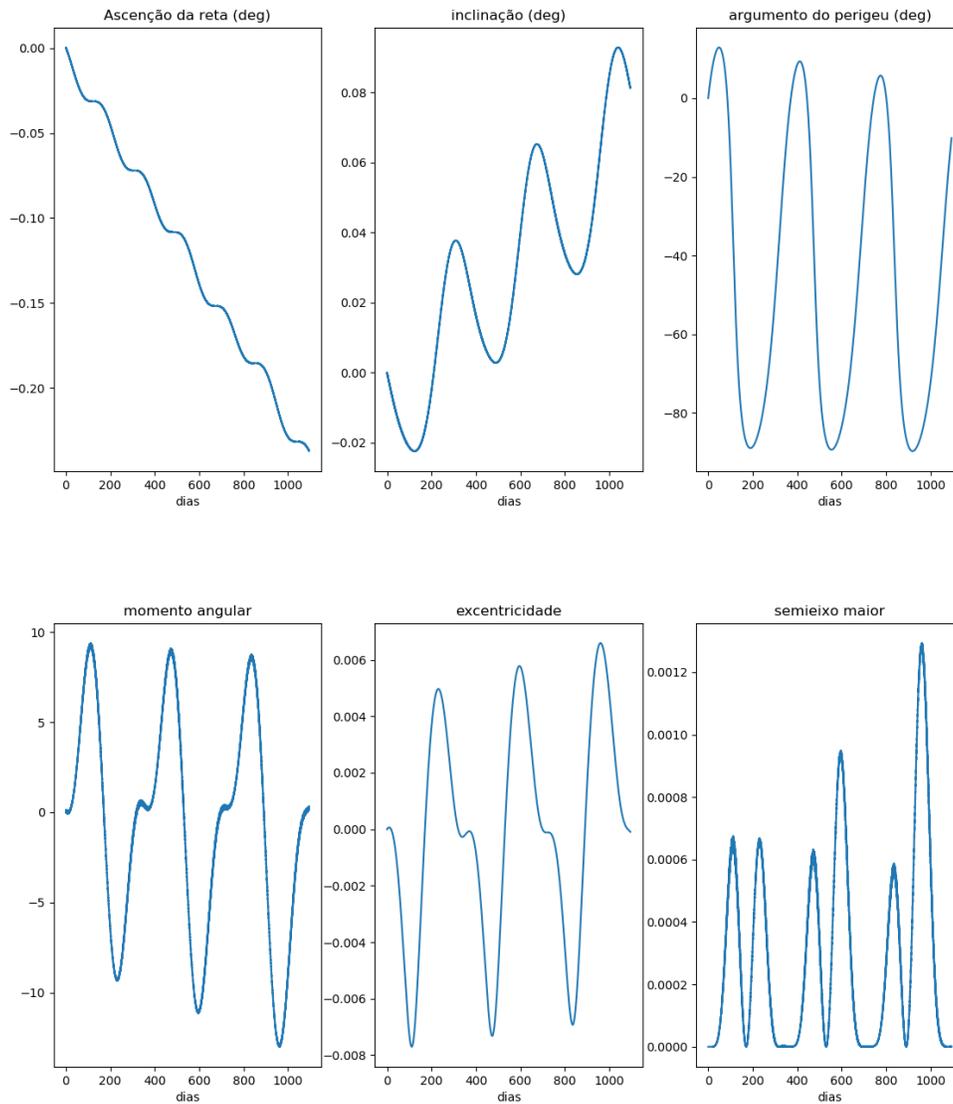
O primeiro conjunto de gráficos, de dados, Figura 8, são da referência de CURTIS (2014), e o segundo conjunto são resultados obtidos nesse trabalho Figura9.

Figura 8 - Perturbação da pressão de radiação solar total (direta, albedo, reirradiação)



Fonte: Howard D. Curtis.

Figura 9 - Perturbação da pressão de radiação solar total (direta, albedo, reirradiação)



Fonte: O Autor.



6 CONCLUSÃO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento do estudo de determinação de orbitas com a perturbação da radiação solar em sua fase um final de desenvolvimento, considerando os objetivos na qual se diz respeito aos estudos e as formulações de algoritmos usando funções de mecânica celeste, para o desenvolvimento e a compreensão dos métodos usados para determinar orbitas tanto com perturbações, em si foram alcançados e com uma facilidade e implementação em outros algoritmos mais complexos devido a linguagem abordada e os métodos de formulação do código.

Este projeto ainda deixa lugar a uma possível continuação e melhoras, a fim de otimizar o algoritmo, podendo até ser desenvolvida uma interface gráfica mais amigável, com fornecimento de imagens mais detalhadas e opções de deixá-lo automático ou manual dando uma maior liberdade e variedade de escolha para o usuário decidir melhor como utilizar o projeto.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] - PILCHOWSKI, H.U.D. **Notas de aula - Pressão da radiação solar**. São José dos Campos, São Paulo, Brasil.
- [2] - PILCHOWSKI, H.U.; SILVA, W.C.C. & FERREIRA, L.D.D. **Introdução à mecânica celeste**. São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 1981. (INPE-2126-RPE/350)
- [4] - BROUWER, D. & CLEMENCE, G.M. **Methods of celestial mechanics**. New York, N.Y., Academic, 1961.
- [5] - ESCOBAL, P.R. **Methods of orbital determination**. New York, N.Y., John Wiley & Sons, 1965.
- [6] - PRUSSING, J. E.; CONWAY, B. A. **Orbital Mechanics**. Oxford, University Press, 1993.
- BOND, V. R.; ALLMAN, M. C. **Modern Astrodynamics: Fundamentals and Perturbation Methods**. Princeton University Press, 1996.
- [7] - KAPLAN, M. H. **Modern spacecraft dynamic & control**. New York: John Wiley & Sons, 1976.
- [8] - LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. **Space mission analysis and design**. Torrance, California: Space Technology Series, 1992.
- [9] - Kuga, H. K.; Carrara V.; Rao R. K. **SATELITES ARTIFICIAIS - MOVIMENTO ORBITAL**. São José dos Campos, São Paulo, Brasil.
- [10] - CURTIS, Howard D. **Orbital Mechanics: for Engineering Students**. Third Edition. United States: Elsevier Ltd. 2014



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS