





MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

TORQUE DEVIDO À FORÇA DE LORENTZ: ERRO DE APONTAMENTO E ÂNGULO DE ASPECTO SOLAR

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

Pedro Raphael de Souza Pedroso Bento (UNESP, Bolsista PIBIC/CNPq)
Email: prdsouza@ymail.com


Dr. Valcir Orlando (CCS/INPE, Orientador)
E-mail: valcir@ccs.inpe.br


Prof^ª. Dra. Maria Cecília F. P. S. Zanardi (DMA/UNESP, Co-orientadora)
E-mail: cecilia@feg.unesp.br

Julho de 2011

AGRADECIMENTOS

Ao CONSELHO NACIONAL DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO – CNPq pelo apoio financeiro recebido através da Bolsa de Iniciação Científica junto ao Programa PIBIC do INPE e a meus tutores nesta pesquisa Maria Cecília Zanardi e Valcir Orlando, pelo apoio e compreensão.

RESUMO

O objetivo deste projeto é realizar um estudo do erro de apontamento e do ângulo de aspecto solar sob o efeito do torque devido à força de Lorentz (torque elétrico) no movimento rotacional de satélites artificiais através de resultados obtidos anteriormente por meio de integração numérica das equações dinâmicas em termos das componentes da velocidade de rotação e das equações cinemáticas, representadas em termos dos quatérnions de atitude. Ênfase é dada para satélites estabilizados por rotação, dentre os quais se incluem os Satélites Brasileiros de Coleta de Dados Ambientais SCD1 e SCD2. O erro de apontamento é definido pelo deslocamento angular entre o eixo de rotação calculado e o eixo de rotação real, podendo ser calculado através do produto escalar entre os vetores unitários que definem a direção destes dois eixos e seu comportamento será analisado a partir dos resultados numéricos obtidos para os quatérnions por meio das simulações. O ângulo de aspecto solar é o ângulo formado entre a direção de incidência dos raios solares sobre o satélite e a direção do eixo de rotação do satélite. A determinação do ângulo de aspecto solar é importante para o bom desempenho da missão, pois os satélites carregam equipamentos que podem se danificar devido ao superaquecimento causado pela incidência dos raios solares. Cada satélite possui uma faixa angular ótima em que esta incidência não prejudica os equipamentos a bordo. Tanto os cálculos do erro de apontamento quanto os do ângulo de aspecto solar são realizados através do software Microsoft Excel e dispensam grandes esforços computacionais. Os resultados encontrados no trabalho estão dentro do esperado para um torque de baixa intensidade.

TORQUE DUE LORENTZ FORCE: POINTING DEVIATION AND SOLAR ASPECT ANGLE

ABSTRACT

The objective of this project is to analyse of the pointing deviation angle and the aspect solar angle related to the influence of the Torque due to Lorentz force (Electrical Torque) in the rotational motion of artificial satellites given by the results previously obtained by numerical integration of dynamic equations in terms of the components of spin velocity and the kinematic equations, represented in terms of attitude quaternions. Emphasis is given to spin-stabilized satellites, among which include the Satellites Brazilian Environmental Data Collection SCD1 and SCD2. The pointing deviation is defined by the angular displacement between the calculated spin axis and the real spin axis. It can be calculated by the scalar product between unitary vectors that define the direction of these two axes and their behavior is analyzed from the numerical results for the quaternions obtained by simulations. The solar aspect angle is the angle between the direction of incidence of sunlight on the satellite and the direction of the spin axis of the satellite. The determination of the solar aspect angle is important for the proper performance of the mission, as satellites carry equipment that can be damaged due to overheating caused by the incidence of sunlight. Each satellite has a great angular range in which this effect does not affect the equipment on board. So the calculations pointing deviation as the calculations of the aspect solar angle are realized by the software Microsoft Excel and do not require large computational efforts. The results of the study are as expected for a torque of low intensity.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.....	6
LISTA DE TABELAS.....	7
LISTA DE SÍMBOLOS.....	8
LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS.....	9
1 - INTRODUÇÃO.....	10
2 - DESENVOLVIMENTO.....	10
2.1 – Quatérnions.....	10
2.2 – Equações do Movimento Rotacional.....	11
2.3 – Torque devido à Força de Lorentz ou Torque elétrico.....	12
2.3.1 – Modelo Matemático para o Torque elétrico.....	13
2.3.2 – Componentes do Torque elétrico.....	13
2.4 – Erro de Apontamento.....	14
2.4.1 – Cálculo do Erro de Apontamento.....	15
2.4 – Ângulo de Aspecto Solar.....	16
2.4.1 – Cálculo do Ângulo de Aspecto Solar.....	19
3 – RESULTADOS.....	21
3.1 – Resultados para o Satélite SCD1 - Simulações com Atualização Diária dos Dados.....	21
3.1.1 – Resultados para Erro de Apontamento.....	21
3.1.2 – Resultados para Ângulo de Aspecto Solar.....	24
3.2 – Resultados para o Satélite SCD1 - Simulações sem Atualização Diária dos Dados.....	27
3.3 – Resultados para o Satélite SCD2 - Simulações com Atualização Diária dos Dados.....	28
3.3.1 – Resultados para Erro de Apontamento.....	29
3.3.2 – Resultados para Ângulo de Aspecto Solar.....	32
3.4 – Resultados para o Satélite SCD2 sem atualização diária dos dados.....	34
4 – CONCLUSÃO.....	36
5 – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	37

LISTA DE FIGURAS

1 - Eixo de rotação real do satélite \hat{K}' e eixo de rotação calculado \hat{k}	15
2 - Definição do ângulo de aspecto solar θ'	17
3 - Restrição para o ângulo de aspecto solar para o SCD1.....	18
4 - Restrição para o ângulo de aspecto solar para o SCD2.....	19
5 - Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 10.....	22
6 - Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 6.....	23
7 - Comportamento Temporal do Erro de Apontamento.....	24
8 - Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 10.....	25
9 - Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 6.....	26
10 - Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar.....	27
11 - Ângulo de Aspecto Solar - SCD1 sem Atualização.....	28
12 - Erro de Apontamento - SCD1 sem Atualização.....	28
13 - Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 7.....	29
14 - Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 3.....	30
15 - Comportamento Temporal do Erro de Apontamento.....	31
16 - Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 7.....	32
17 - Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 3.....	33
18 - Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar.....	34
19 - Ângulo de Aspecto Solar - SCD2 sem Atualização.....	35
20 - Erro de Apontamento - SCD2 sem Atualização.....	35

LISTA DE TABELAS

1 - Configurações de Distribuição de Carga.	21
2 - Resultados para SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 10.....	22
3 - Resultados para SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 6.....	23
4 - Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 10.....	25
5 - Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 6.....	27
6 - Variação Resultado para SCD1 Sem a Atualização Diária dos Dados – Configuração 4 –Dia 2.....	28
7 - Configurações de Distribuição de Carga.....	29
8 - Resultados para o SCD2 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 7.....	30
9 - Resultados para o SCD2 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 3.....	30
10 - Resultados para o SCD2 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 7.....	32
11 - Resultados para o SCD2 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 3.....	33
12 - Resultado para SCD2 Sem a Atualização Diária dos Dados – Configuração 9 –Dia 1.....	35

LISTA DE SÍMBOLOS

\vec{B}	- campo magnético terrestre local
\vec{F}_L	- força de Lorentz
I_x, I_y e I_z	- momentos principais de inércia do satélite
$\vec{I}, \vec{J}, \vec{K}$	- vetores unitários do sistema Inercial ou Equatorial
$\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$	- vetores unitários no Sistema do Satélite
$\hat{i}_m, \hat{j}_m, \hat{k}_m$	- vetores unitários do Sistema Magnético
l	- módulo do vetor do momento magnético do campo terrestre
M_x, M_y e M_z	- componentes dos torques externos atuantes no satélite no sistema do satélite
\vec{M}	- soma dos momentos magnéticos individuais do satélite
\vec{M}_L	- torque elétrico
O	- centro de massa do Satélite
O'	- centro de massa da Terra
$O'x_my_mz_m$	- Sistema Magnético
$OXYZ$	- Sistema Equatorial
$Oxyz$	- Sistema do Satélite
OZ	- eixo de maior momento principal de inércia
$O'XYZ$	- Sistema Inercial
p, q e r	- componentes da velocidade de rotação no sistema do satélite
q_i	- quatérnion de atitude
Q	- carga elétrica
R_T	- raio equatorial da Terra
\vec{r}	- vetor posição do centro de massa do satélite ao centro de massa da Terra
V	- velocidade de translação
W	- módulo da velocidade de rotação
X, Y, Z	- coordenadas de um vetor no sistema inercial
x, y, z	- coordenadas de um vetor no sistema de eixos principais
α	- ascensão reta do eixo de rotação
δ	- declinação do eixo de rotação
\hat{k}_m	- vetor unitário que descreve a direção do momento geomagnético
β	- inclinação do vetor de dipolo em relação ao eixo equatorial OZ
η	- argumento do nodo ascendente do equador geomagnético
ϕ	- ângulo de rotação

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

UNESP - Universidade Estadual Paulista

CRC - Centro de Rastreo e Controle

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

SCDI - Primeiro Satélite de Coleta de Dados Brasileiro

SCD2 - Segundo Satélite de Coleta de Dados Brasileiro

TE - Torque Elétrico

1 INTRODUÇÃO

O objetivo deste projeto é realizar um estudo sobre o comportamento temporal do erro de apontamento e do ângulo de aspecto solar sob a influência do torque devido às Forças de Lorentz, aqui denominado apenas de Torque Elétrico. O erro de apontamento é calculado através dos valores obtidos para os ângulos de ascensão reta e declinação na fase anterior desta pesquisa, sendo que estes foram obtidos através da integração numérica das equações dinâmicas em termos das componentes da velocidade de rotação e das equações cinemáticas, representadas em termos dos quatérnions de atitude (Shuster, 1993). Nestas simulações as componentes do Torque Elétrico são substituídas nas equações do movimento rotacional do satélite e estas são integradas de modo a obter o comportamento temporal das variáveis envolvidas.

O erro de apontamento expressa a variação angular entre o eixo de rotação calculado, definido pelos ângulos de ascensão reta e declinação, e o eixo de rotação real. Já o ângulo de aspecto solar é representado pelo ângulo entre as direções de incidência dos raios solares sobre o satélite e do eixo de rotação do mesmo. Os cálculos do erro de apontamento e do ângulo de aspecto solar são realizados por meio do software Microsoft Excel e dispensam grandes esforços computacionais.

2 DESENVOLVIMENTO

As equações do movimento rotacional do satélite integradas neste projeto são dadas pelas das componentes da velocidade de rotação e dos quatérnions de atitude, como dito anteriormente. Estes conceitos são apresentados a seguir juntamente com s conceitos do torque elétrico, erro de apontamento e ângulo de aspecto solar.

2.1 Quatérnions

Se ϕ é o ângulo de rotação e $\hat{n} = (n_1 \ n_2 \ n_3)^t$ é o vetor unitário ao longo do eixo de rotação, com t indicando a transposta da matriz, o quatérnion de rotação é um vetor (4x1) definido por (Wertz, 1978; Pisacane e Moore, 1994; Zanardi, 2005):

$$\mathbf{q} = (\bar{\mathbf{q}} \ q_4)^t = (q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4)^t \quad (1)$$

onde $\bar{\mathbf{q}} = (q_1 \ q_2 \ q_3)^t$ representa a parte vetorial do quatérnion e q_4 a parte escalar, sendo:

$$\begin{aligned}
q_1 &= n_1 \operatorname{sen}\left(\frac{\phi}{2}\right) & q_2 &= n_2 \operatorname{sen}\left(\frac{\phi}{2}\right) \\
q_3 &= n_3 \operatorname{sen}\left(\frac{\phi}{2}\right) & q_4 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)
\end{aligned}
\tag{2}$$

Várias propriedades do quatérnion encontram-se em Shuster (1993), dentre as quais destaca-se que o Módulo do quatérnion é igual à unidade, ou seja:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \tag{3}$$

2.2 Equações do Movimento Rotacional

As equações do movimento rotacional são dadas pelas equações dinâmicas e cinemáticas apresentadas a seguir.

Equações Dinâmicas

As equações dinâmicas do movimento rotacional de satélites artificiais descritas no Sistema do Satélite (Oxyz), são dadas por (Zanardi, 2005):

$$\begin{aligned}
I_x \dot{p} &= M_x + (I_y - I_z) q r \\
I_y \dot{q} &= M_y + (I_z - I_x) p r \\
I_z \dot{r} &= M_z + (I_x - I_y) p q
\end{aligned}
\tag{4}$$

onde I_x , I_y e I_z são os momentos principais de inércia do satélite; p , q e r são as componentes da velocidade de rotação no sistema do satélite (com eixos paralelos aos eixos principais de inércia do satélite); M_x , M_y , M_z são componentes dos torques externos no sistema do satélite.

Equações Cinemáticas

As taxas de variação de cada componente do quatérnion são dadas pelas equações cinemáticas (Zanardi, 2005):

$$\begin{aligned}
\dot{q}_1 &= \frac{1}{2} \cdot (p \cdot q_4 - q \cdot q_3 + r \cdot q_2) & \dot{q}_2 &= \frac{1}{2} \cdot (q \cdot q_4 - r \cdot q_1 + p \cdot q_3) \\
\dot{q}_3 &= \frac{1}{2} \cdot (r \cdot q_4 - p \cdot q_2 + q \cdot q_1) & \dot{q}_4 &= \frac{1}{2} \cdot (p \cdot q_1 + q \cdot q_2 + r \cdot q_3)
\end{aligned}
\tag{5}$$

2.3 Torque devido à Força de Lorentz ou Torque Elétrico

Muitas análises já foram realizadas para avaliar os efeitos da força de Lorentz e mostraram que em princípio esta força possui um valor negligenciável em comparação com as demais forças externas (Sehna, 1969). Entretanto, a necessidade de uma alta precisão nos resultados de experimentos em algumas missões espaciais requer um conhecimento claro do efeito eletrodinâmico devido à força de Lorentz no movimento rotacional do veículo espacial. Esse efeito será estudado com detalhes neste projeto. A carga elétrica do satélite é a grandeza mais importante na determinação da magnitude do efeito da força de Lorentz. A superfície do satélite é carregada com um potencial negativo e em primeira aproximação comporta-se como um capacitor esférico para a vizinhança ao redor. Deve se levar também em consideração a importância da missão e a configuração do satélite.

A imposição de grandes potenciais no satélite aumenta a contaminação da superfície do satélite, a qual degrada suas propriedades térmicas. O aumento do potencial ainda pode produzir uma diferença de potencial na superfície do satélite ou entre a superfície do satélite e o interior do mesmo acima do limite de ruptura. Quando este limite é excedido, uma descarga eletrostática pode ocorrer e o veículo espacial pode oscilar ou cambaleiar (Purvis et al., 1984).

2.3.1 Modelo Matemático para o Torque Elétrico

O modelo para o torque devido à força de Lorentz depende da velocidade de rotação do satélite, da velocidade de rotação diurna do campo geomagnético e da Terra e de características físicas e de inércia da blindagem de proteção, que define a carga elétrica do satélite. Neste projeto é considerado que a carga elétrica do satélite é constante e que o campo geomagnético é descrito pelo modelo de vetor de dipolo.

A força de Lorentz é dada por (Sehna, 1969):

$$\vec{F}_L = Q\vec{V} \times \vec{B} = Q\vec{V} \times B\hat{\beta} \quad (6)$$

sendo Q a carga elétrica do satélite, \vec{V} a velocidade do satélite em órbita e $\vec{B} = B\hat{\beta}$ é o campo magnético da Terra, cuja direção $\hat{\beta}$ é definida pelo modelo de vetor de dipolo.

O modelo a ser utilizado neste projeto para o torque devido à força de Lorentz é o mesmo utilizado por Abdel-Aziz (2007) e dado por (Beletskii e Khentov, 1985):

$$\vec{M}_L = \vec{W} \times \vec{\beta}_s + \vec{w}_g \times \vec{\beta}_s \quad (7)$$

sendo: \vec{W} a velocidade de rotação do satélite; \vec{w}_g vetor velocidade de rotação diurna do campo geomagnético junto com a Terra, cuja direção é também dada pelo versor $\hat{\beta}$, e

$$\vec{\beta}_s = S \hat{\beta} \quad (8)$$

com S sendo a matriz de uma manta cilíndrica carregada, dada por (Beletskii e Khentov, 1985):

$$S = \begin{pmatrix} 4Dd^2 & 0 & 0 \\ 0 & 4Dd^2 & 0 \\ 0 & 0 & 4Dh^2 \end{pmatrix} \quad (9)$$

onde $D = \frac{QB}{4r'^3}$, com B sendo a magnitude do campo geomagnético, r' a distância geocêntrica do satélite, d e h o diâmetro e o comprimento da manta cilíndrica carregada que envolve o satélite, onde idealmente a carga é depositada uniformemente.

Uma vez determinadas as componentes do torque devido à força de Lorentz \vec{M}_L , a partir de (7), no sistema do satélite, tais componentes são substituídas nas equações dinâmicas (4) e essas equações são integradas para se determinar a influência do torque elétrico e compará-la com as influências dos outros torques.

2.3.2 Componentes do Torque elétrico

Nas equações do movimento rotacional são necessárias as componentes do torque elétrico no sistema do satélite:

$$\vec{M}_L = M_{L1} \hat{i} + M_{L2} \hat{j} + M_{L3} \hat{k} \quad (10)$$

Para a determinação das componentes do torque elétrico parte-se de (7), com:

$\hat{\beta} = (\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3)^t$ - dado no sistema equatorial.

$\vec{w}_g = w_g (\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3)^t$ - dado no sistema equatorial.

$\vec{W} = (p \ q \ r)^t$ - dado no sistema principal do satélite.

As componentes do vetor $\hat{\beta}$ no sistema principal do satélite foram determinadas no projeto anterior do bolsista (Bento, 2009), utilizando a matriz de rotação envolvendo quatérnions, sendo dadas por:

$$\beta_{1P} = (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2)\beta_1 + 2(q_1q_2 + q_4q_3)\beta_2 + 2(q_1q_3 - q_4q_2)\beta_3 \quad (11)$$

$$\beta_{2P} = 2(q_1q_2 - q_4q_3)\beta_1 + (-q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2)\beta_2 + 2(q_1q_3 + q_4q_2)\beta_3 \quad (12)$$

$$\beta_{3P} = 2(q_1q_3 + q_4q_2)\beta_1 + 2(q_1q_3 - q_4q_2)\beta_2 + (-q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2)\beta_3 \quad (13)$$

Do mesmo modo, as componentes do torque elétrico foram determinadas do projeto anterior do bolsista, e são apresentadas como (Bento, 2009):

$$M_{1L} = Dh^2 \beta_{3P} (q + w_g \beta_{2P}) - Dd^2 \beta_{2P} (r + w_g \beta_{3P}) \quad (14)$$

$$M_{2L} = Dd^2 \beta_{1P} (r + w_g \beta_{3P}) - Dh^2 \beta_{3P} (p + w_g \beta_{1P}) \quad (15)$$

$$M_{3L} = Dd^2 (p\beta_{2P} - q\beta_{1P}) \quad (16)$$

2.4 Erro de Apontamento

Com a aplicação do torque elétrico são obtidos a velocidade de rotação do satélite e os ângulos de ascensão reta e de declinação e, com isso, o eixo de rotação (representados na Figura 1) com a atualização dos dados diariamente, bem como sem a atualização diária dos dados e com a variação da carga elétrica e altura do satélite. Com os ângulos de ascensão reta e declinação pode-se determinar a direção do eixo de rotação. Utilizando os dados dos satélites fornecidos pelo CRC do INPE pode-se determinar a direção real do eixo de rotação, como indicado na Figura 1. O erro de apontamento é o ângulo entre o eixo de rotação real do satélite e o eixo de rotação calculado nas simulações com o Torque Elétrico.

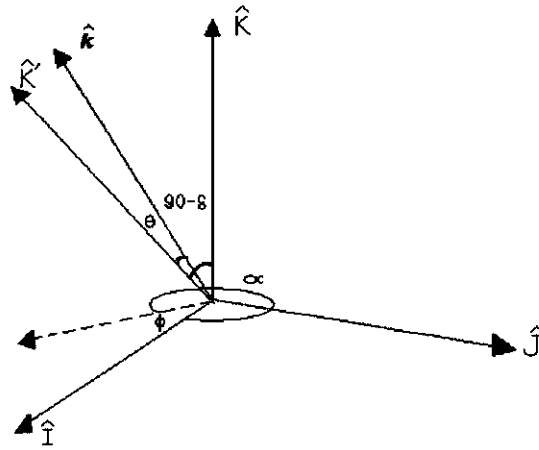


Figura 1: Eixo de rotação real do satélite \hat{K}' e eixo de rotação calculado \hat{k} . Sistema equatorial OXYZ com versores $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$ e sistema de rotação Oxyz com versores $\hat{i}, \hat{j}, \hat{k}$. O erro de apontamento é o ângulo θ .

2.4.1 Cálculo do Erro de Apontamento

O posicionamento do eixo de rotação do satélite em um dado instante é determinado pela ascensão reta (α) e pela declinação (δ) do eixo de rotação.

Como mostra a Figura 1, o eixo \hat{K}' de rotação do satélite é posicionado pelos ângulos α_{INPE} e δ_{INPE} fornecidos pelo CRC do INPE, e enquanto o eixo \hat{k} é posicionado pelos ângulos α , δ , os quais são determinados com os resultados obtidos na simulação com o Torque Elétrico das várias abordagens já realizadas.

O erro de apontamento é representado pelo ângulo θ , e seu valor pode ser determinado pelo cálculo do produto escalar entre os vetores unitários \hat{K}' e \hat{k} , dados por:

$$\hat{K}' \cdot \hat{k} = \cos \theta \quad (17)$$

Inicialmente é necessário representar o sistema de rotação Oxyz em relação ao sistema equatorial OXYZ. As componentes da posição real em forma de vetor unitário do eixo de rotação do satélite no sistema equatorial são as seguintes:

$$\hat{K}' = (\cos(360 - \alpha) \text{sen}(90 - \delta_{inpe}))\hat{I} - (\text{sen}(360 - \alpha_{inpe}) \text{sen}(90 - \delta_{inpe}))\hat{J} + (\cos(90 - \delta_{inpe}))\hat{K} \quad (18)$$

E as componentes da direção calculada dadas através de:

$$\hat{k} = (\cos(360 - \alpha_{calc}) \operatorname{sen}(90 - \delta_{calc})) \hat{I} - (\operatorname{sen}(360 - \alpha_{calc}) \operatorname{sen}(90 - \delta_{calc})) \hat{J} + (\cos(90 - \delta_{calc})) \hat{K} \quad (19)$$

Utilizando propriedade e identidades trigonométricas podemos reescrever (18) e (19) como:

$$\hat{K}' = (\cos \delta_{inpe} \cos \alpha_{inpe}) \hat{I} + (\operatorname{sen} \alpha_{inpe} \cos \delta_{inpe}) \hat{J} + (\operatorname{sen} \delta_{inpe}) \hat{K} \quad (20)$$

e

$$\hat{k} = (\cos \delta_{calc} \cos \alpha_{calc}) \hat{I} + (\operatorname{sen} \alpha_{calc} \cos \delta_{calc}) \hat{J} + (\operatorname{sen} \delta_{calc}) \hat{K} \quad (21)$$

Verifica-se que:

$$\begin{aligned} |\hat{K}'| &= \sqrt{\cos^2 \delta_{inpe} \cos^2 \alpha_{inpe} + \operatorname{sen}^2 \alpha_{inpe} \cos^2 \delta_{inpe} + \operatorname{sen}^2 \delta_{inpe}} \\ |\hat{K}'| &= \sqrt{\cos^2 \delta_{inpe} (\cos^2 \alpha_{inpe} + \operatorname{sen}^2 \alpha_{inpe}) + \operatorname{sen}^2 \delta_{inpe}} = 1 \end{aligned} \quad (22)$$

e

$$\begin{aligned} |\hat{k}| &= \sqrt{\cos^2 \delta_{calculado} \cos^2 \alpha_{calculado} + \operatorname{sen}^2 \alpha_{calculado} \cos^2 \delta_{calculado} + \operatorname{sen}^2 \delta_{calculado}} \\ |\hat{k}| &= \sqrt{\cos^2 \delta_{calculado} (\cos^2 \alpha_{calculado} + \operatorname{sen}^2 \alpha_{calculado}) + \operatorname{sen}^2 \delta_{calculado}} = 1 \end{aligned} \quad (23)$$

Assim o produto escalar entre \hat{K}' e \hat{k} é dado por:

$$\begin{aligned} \hat{K}' \bullet \hat{k} &= (\cos \delta_{inpe} \cos \alpha_{inpe} \cos \delta_{igg} \cos \alpha_{igg} + \operatorname{sen} \alpha_{inpe} \cos \delta_{inpe} \operatorname{sen} \alpha_{igg} \cos \delta_{igg} + \\ &+ \operatorname{sen} \delta_{inpe} \operatorname{sen} \delta_{igg}) = S \end{aligned} \quad (24)$$

Assim a partir de (17), o valor do ângulo do erro de apontamento é dado por:

$$\theta = \arccos(S) \quad (25)$$

2.5 Ângulo de Aspecto Solar

O ângulo de aspecto solar é o ângulo formado entre a direção de incidência dos raios solares sobre o satélite e a direção do eixo de rotação do satélite. Neste trabalho o ângulo de aspecto solar é representado por θ' e está representado na figura 2.

A determinação do ângulo de aspecto solar é importante para o bom desempenho da missão, pois os satélites carregam equipamentos que podem se danificar devido ao superaquecimento

causado pela incidência dos raios solares. Cada satélite possui uma faixa angular ótima em que esta incidência não prejudica os equipamentos a bordo. A análise deste ângulo tem sido importante para o êxito da missão dos dois Satélites de Coleta de Dados Brasileiros (SCD1 e SCD2), sendo que os controles de atitude podem ser acionados para realizar uma manobra de atitude sempre que necessário. Os satélites SCD1 e SCD2 são satélites estabilizados por rotação e possuem o eixo de rotação coincidente com seu eixo longitudinal (Chiaradia, 2010).

Seja \hat{u} o vetor unitário da direção de incidência dos raios solares no satélite e \hat{k} o vetor unitário da direção do eixo de rotação do satélite. Desprezando a altitude do satélite em relação à Terra e a dimensão do satélite, a direção de incidência \hat{u} do Sol sobre o satélite pode ser assumida como sendo a direção Terra - Sol. Assim, como mostra a figura 2, em relação ao Plano Equatorial o vetor \hat{u} é posicionado pela ascensão reta do Sol α_{sol} e declinação do Sol δ_{sol} , sendo que a direção \hat{k} é posicionada pela ascensão reta e declinação do eixo de rotação (α e δ respectivamente).

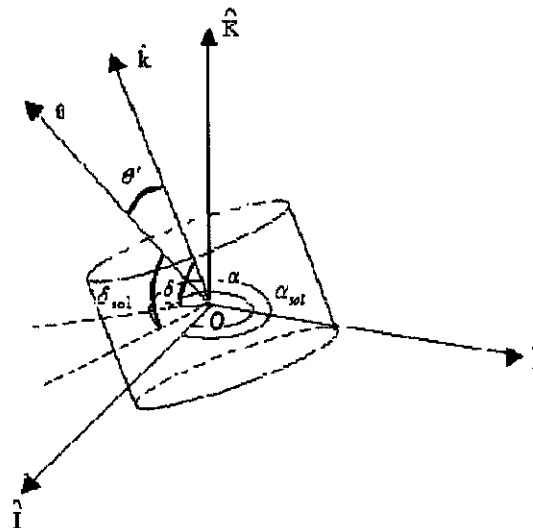


Figura 2 - Definição do ângulo de aspecto solar θ' .

O satélite SCD1 possui o formato de um prisma octogonal do qual apenas a face inferior não é recoberta por placas solares. Esta face é usada, pelo sistema de controle térmico, para dissipar calor. Por esse motivo, a incidência de raios solares nessa face não deve ocorrer. O ângulo de aspecto solar θ' deve ser então, menor que 90° . No entanto, a análise térmica do SCD1, realizada logo após o lançamento (ocorrido em fevereiro de 1993), revelou que poderia ocorrer um superaquecimento da carga útil se o valor de θ' fosse menor que 60° . Considerando esse vínculo adicional, a faixa de variação de θ' ficou restrita a:

$$60^\circ < \theta' < 90^\circ.$$

O satélite SCD2 foi lançado em outubro de 1998, e possui características similares às do SCD1. O vínculo para o ângulo de aspecto solar é mais restritivo, sendo que os raios solares não devem incidir nos painéis superior e inferior do satélite com um ângulo maior do que 100, o que limita a variação do ângulo de aspecto solar à:

$$80^\circ < \theta' < 100^\circ.$$

As restrições para o ângulo de aspecto solar para os satélites SCD1 e SCD2 estão esquematizadas nas Figuras 6 e 7, respectivamente.

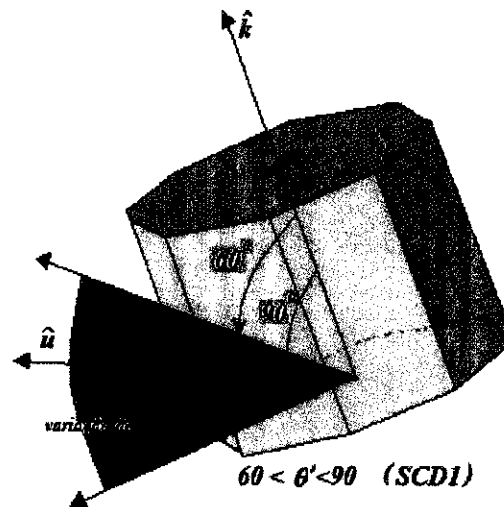


Figura 3 - Restrição para o ângulo de aspecto solar para o SCD1.

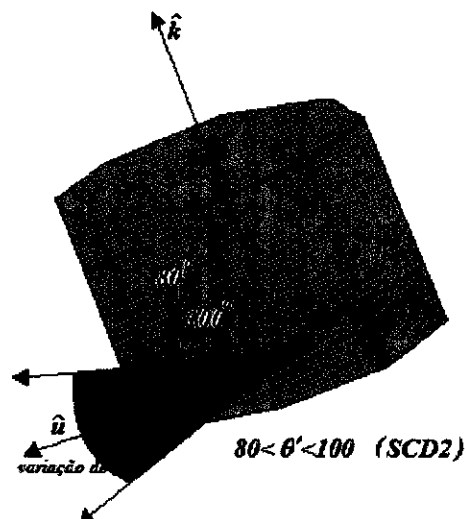


Figura 4 - Restrição para o ângulo de aspecto solar para o SCD2.

2.5.1 Cálculo do Ângulo de Aspecto Solar

Para determinar o valor do ângulo de aspecto solar θ' , considerando a direção de incidência \hat{u} do Sol sobre o satélite como sendo a direção Terra- Sol, é necessário conhecer os valores de α_{sol} , α , δ_{sol} e δ . Os valores de α_{sol} e δ_{sol} são valores já tabelados dados por Astronomical Almanac (2009), e neste trabalho os valores α e δ são resultados obtidos nas simulações com a teoria incluindo o TA.

Como a direção de incidência da luz solar sobre o satélite é representada por \hat{u} , e \hat{k} é o vetor unitário do eixo de rotação, então o valor do cosseno de θ' pode ser determinado pelo produto escalar dos versores \hat{u} e \hat{k} :

$$\cos \theta' = \hat{u} \cdot \hat{k} \quad (26)$$

Os versores \hat{u} e \hat{k} estão esquematizados na figura 2 e podem ser representados no Sistema Equatorial, com vetores unitários $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$, utilizando os ângulos α_{sol} , α , δ_{sol} e δ através de:

$$\begin{aligned} \hat{k} = & \text{sen}(90 - \delta) \cos(360 - \alpha) \hat{I} - \text{sen}(90 - \delta) \text{sen}(360 - \alpha) \hat{J} + \\ & + \cos(90 - \delta) \hat{K} \end{aligned} \quad (27)$$

e

$$\begin{aligned} \hat{u} = & \text{sen}(90 - \delta_{sol}) \cos(360 - \alpha_{sol}) \hat{I} - \text{sen}(90 - \delta_{sol}) \text{sen}(360 - \alpha_{sol}) \hat{J} + \\ & + \cos(90 - \delta_{sol}) \hat{K} \end{aligned} \quad (28)$$

Pelas identidades trigonométricas se podem simplificar as igualdades acima, e reescrevendo as componentes vetoriais de \hat{u} e \hat{k} , tem-se:

$$\hat{k} = (\cos \delta \cos \alpha) \hat{I} + (\cos \delta \text{sen} \alpha) \hat{J} + (\text{sen} \delta) \hat{K} \quad (29)$$

$$\hat{u} = (\cos \delta_{sol} \cos \alpha_{sol}) \hat{I} + (\cos \delta_{sol} \sin \alpha_{sol}) \hat{J} + (\sin \delta_{sol}) \hat{K} \quad (30)$$

Os ângulos α_{sol} e δ_{sol} variam com o tempo devido ao movimento aparente do Sol em torno da Terra e aqui serão utilizados α_{sol} e δ_{sol} fornecidos pelo Astronomical Almanac correspondentes ao período em que a simulação será realizada.

Substituindo as expressões (29) e (30) na equação (26) temos que:

$$\begin{aligned} \cos \theta' = & (\cos \delta \cos \alpha \cos(\delta_{sol}) \cos(\alpha_{sol})) + (\cos \delta \sin \alpha \cos(\delta_{sol}) \sin(\alpha_{sol})) + \\ & + (\sin \delta \sin(\delta_{sol})) = M \end{aligned} \quad (31)$$

ou seja o ângulo de aspecto solar é dado por:

$$\theta' = \arccos(M) \quad (32)$$

com $0^\circ < \theta' < 180^\circ$.

Nos resultados apresentados, o erro de apontamento e o ângulo de aspecto solar serão avaliados considerando os resultados obtidos para a ascensão reta e declinação do eixo de rotação do satélite e dados fornecidos pelo CRC/INPE para os satélites SCD1 e SCD2.

3 RESULTADOS

Os resultados a seguir são calculados a partir de dados gerados no período anterior desta pesquisa que, por sua vez, foram obtidos por integração numérica das equações cinemáticas e dinâmicas, utilizando o método de Runge-Kutta em linguagem Fortran, as quais forneciam o comportamento temporal dos quatérnions de atitude e da velocidade de rotação do satélite. Nas equações dinâmicas foram substituídas os componentes do torque elétrico. O integrador simula a ação do torque sobre o movimento rotacional do satélite por um período de 17 dias para o Satélite de Coleta de Dados Brasileiro 1 - SCD1 – e 16 dias para o Satélite de Coleta de Dados Brasileiro 2 – SCD2.

3.1 Resultados para o Satélite SCD1 - Simulações com Atualização Diária dos Dados

Para tais simulações, a cada período de 24 horas de integração, os dados são atualizados com os valores reais fornecidos pelo CRC/INPE.

Os resultados estão apresentados em forma de tabelas e gráficos. As tabelas apresentam os valores reais fornecidos pelo CRC/INPE e os resultados obtidos nas simulações a cada 24 horas para a ascensão reta (α) e declinação (δ) do eixo de rotação do satélite e velocidade de rotação do satélite (W), indicando também os desvios entre estes dois valores.

A Tabela 1 abaixo representa as diversas configurações de carga e altura da casca cilíndrica carregada, utilizadas nas simulações que deram origem aos valores de ascensão reta (α) e declinação (δ) do eixo de rotação do satélite utilizados para o cálculo do erro de apontamento e do ângulo de aspecto solar.

Tabela 1 – Configurações de Distribuição de Carga

Configuração	Carga Q [C]	Altura h [m]
1	1,00	0,01
2	1,00	0,10
3	1,00	0,50
4	1,00	1,00
5	1,00	1,50
6	1,00	2,00
7	1,00E-3	1,00
8	1,00E-6	1,00
9	1,00E-9	1,00
10	1,00E-12	1,00

Para cada uma dessas combinações de parâmetros o diâmetro da casca cilíndrica foi mantido em $d = 1,00$ metro. As simulações são realizadas para um período de 17 dias.

A partir do modelo obtido para o TE, a configuração 10 deve apresentar menores intensidades de torque enquanto que a configuração 6 apresentará as maiores magnitudes. São então apresentados, antes dos demais resultados, os resultados para estes dois casos em particular.

3.1.1 Resultados para o Erro de Apontamento

Para a configuração 10 os resultados estão apresentados na Tabela 2, em conjunto com a Figura 5. As Figuras e Tabelas apresentam os comportamentos temporais do erro de apontamento.

Tabela 2 – Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 10

Dias	Valores Simulados		Erro de Apontamento
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
17/08/93	280,09	81,1	-
18/08/93	280,0900035579790	81,0999984741232	0,315101285
19/08/93	281,0100197835390	80,8199996948195	0,313187624
20/08/93	281,7400002522880	80,5299987792935	0,311414549
21/08/93	282,2400002522870	80,2300033569358	0,305340975
22/08/93	282,5700173421400	79,9300003051736	0,290914808
23/08/93	282,7000222249530	79,6399993896469	0,290051032
24/08/93	282,6700234456470	79,3499984741222	0,20176738
25/08/93	283,5000100179090	79,2200012207058	0,285496207
26/08/93	283,0100197835310	78,9499969482433	0,285496207
27/08/93	282,4300026936900	78,6999969482455	0,278233987
28/08/93	281,0100197835250	78,6999969482400	0,429996948
29/08/93	281,0100197835940	78,2699966430629	0,255002868
30/08/93	280,1800026936950	78,0800018310600	0,251328805
31/08/93	279,2900185628330	77,9100036621076	0,238560955
01/09/93	278,3400063557990	77,7799987792952	0,235601468
02/09/93	277,3599953694790	77,6699981689464	0,236390216

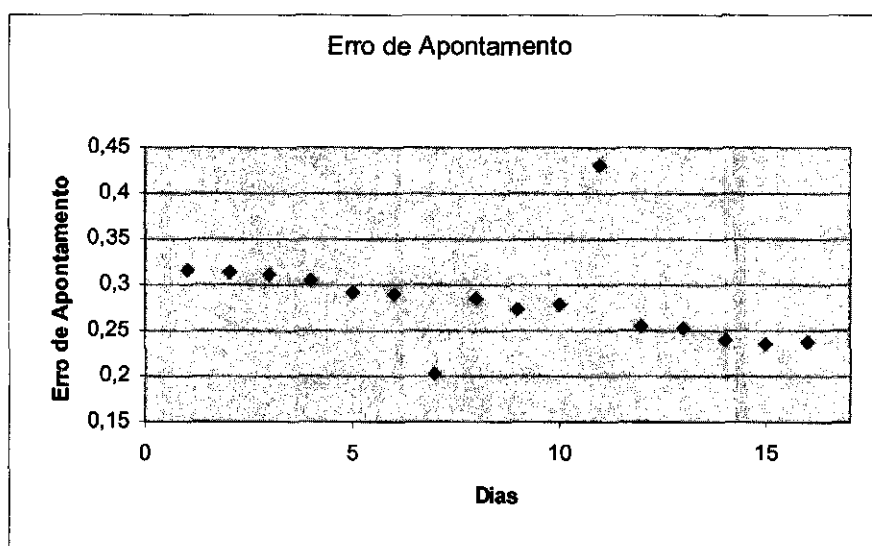


Figura 5 – Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 10

A média e desvio padrão dos desvios para erro de apontamento na configuração 10 foram

$$\theta = (0,285073508 \pm 0,051837276)^\circ.$$

Para a configuração 6 os resultados estão apresentados na Tabela 3, em conjunto com a Figura 6. As Figuras e Tabelas apresentam os comportamentos temporais do erro de apontamento.

Tabela 3 – Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 6

Dias	Valores Simulados		Erro de Apontamento
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
17/08/93	280,09	81,1	-
18/08/93	280,0900063557980	81,0999984741197	0,315101084
19/08/93	281,0100197835390	80,8199996948250	0,313187624
20/08/93	281,7400002522810	80,5299987792926	0,311414549
21/08/93	282,2400002522890	80,2300033569326	0,305340975
22/08/93	282,5700173421250	79,9300003051761	0,290914808
23/08/93	282,7000222249490	79,6399993896493	0,290051032
24/08/93	282,6700234456440	79,3499984741236	0,20176738
25/08/93	283,5000100179150	79,2200012207012	0,285496207
26/08/93	283,0100197835440	78,9499969482408	0,274103734
27/08/93	282,4300026936910	78,6999969482460	0,278233987
28/08/93	281,0100197835400	78,6999969482404	0,429996948
29/08/93	281,0100197835390	78,2699966430664	0,255002868
30/08/93	280,1800026936970	78,0800018310545	0,251328805
31/08/93	279,2900185628340	77,9100036621110	0,238560955
01/09/93	278,3400063558030	77,7799987792975	0,235601468
02/09/93	277,3599953694740	77,6699981689439	0,236390216

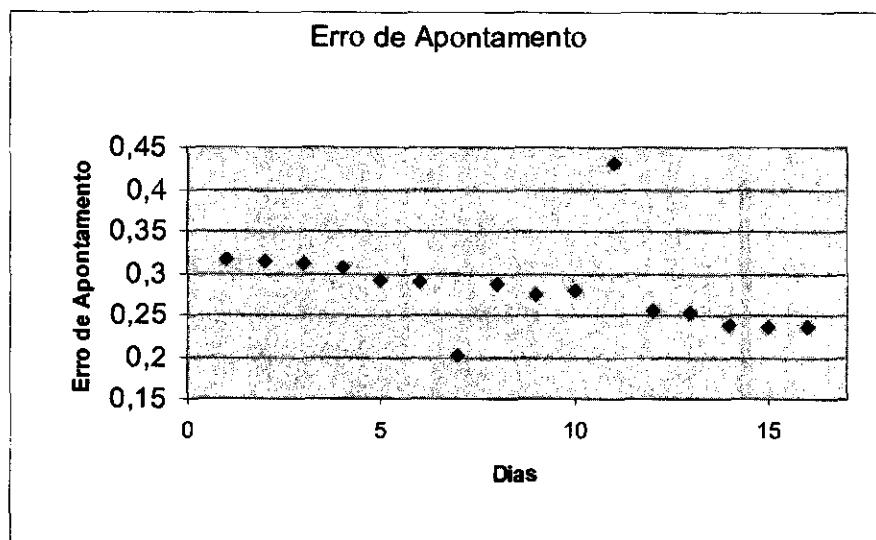


Figura 6 – Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 6

A média e desvio padrão dos desvios para erro de apontamento para configuração 6 foram

$$\theta = (0,28203079 \pm 0,051537278)^\circ.$$

Observa-se que os desvios para a configuração 6 – com maior intensidade de torque - foram praticamente os mesmos apresentados para a configuração 10, onde o TE apresentou sua menor magnitude.

Tal resultado é esperado e se deve ao fato da baixa magnitude do torque elétrico. Para a configuração 10 a intensidade média do TE foi $\overline{TE} = (1,514698218 \pm 0,89464203) \cdot 10^{-38}$ N.m , enquanto que para a configuração 6 foi $\overline{TE} = (1,514698226 \pm 0,89464204) \cdot 10^{-26}$ N.m.

Observa-se que mesmo para uma variação da ordem 10^{12} na magnitude do TE, causada principalmente pela variação na ordem de grandeza da carga elétrica, a ordem de grandeza do TE é ainda muito pequena.

Outro aspecto interessante é que enquanto as diferenças entre dados gerados pelas simulações para ascensão reta e declinação com as configurações 6 e 10 aparecem por volta da décima ou décima primeira casa decimal (BENTO, 2010), há diferenças entre valores de erro de apontamento por volta da sétima casa decimal. Isso deve a não linearidade no cálculo do erro de apontamento o que intensifica tais variações.

Os resultados com os comportamentos temporais do erro de apontamento para as diferentes configurações descritas mostram-se bastante análogos, pelos motivos apresentados anteriormente. Estes são apresentados em conjunto na Figuras 7 a seguir.

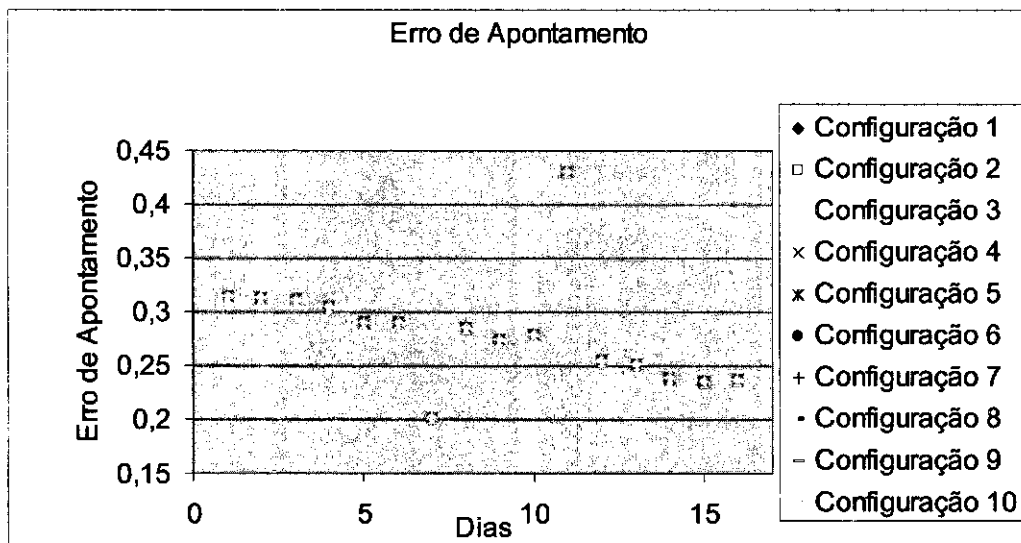


Figura 7 – Comportamento Temporal do Erro de Apontamento

Por meio das curvas representadas nos gráficos fica evidente que apesar das variações na intensidade do torque, este se mantém ainda muito baixo, não causando assim variações significativas no erro de apontamento entre uma configuração e outra.

3.1.2 Resultados para o Ângulo de Aspecto Solar

O comportamento temporal ângulo de aspecto solar obtido na simulação com a configuração 10 estão apresentados na Tabela 4, em conjunto com a Figura 8. A média e desvio padrão dos desvios para ângulo de aspecto solar foram

$$\theta' = (85,95781715 \pm 1,7458053)^\circ.$$

A Tabela 5 e a Figura 9 apresentam o comportamento temporal do ângulo de aspecto solar para a configuração 6. A média e desvio padrão dos desvios para ângulo de aspecto solar foram

$$\theta' = (85,95781717 \pm 1,7458052)^\circ.$$

As mesmas observações previamente apresentadas para o erro de apontamento ficam evidentes para o ângulo de aspecto solar.

Os resultados com os comportamentos temporais do ângulo de aspecto solar para as diferentes configurações descritas mostram-se bastante análogos, pelos motivos apresentados anteriormente. Estes são apresentados em conjunto na Figuras 10 abaixo.

Por meio das curvas representadas nos gráficos fica evidente que apesar das variações na intensidade do torque, este se mantém ainda muito baixo, não causando assim variações significativas no ângulo de aspecto solar entre uma configuração e outra.

Tabela 4 – Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 10

Dias	Valores Simulados		Ângulo de Aspecto Solar
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
17/08/93	280,09	81,1	82,94256727
18/08/93	280,0900035579790	81,0999984741232	83,17580312
19/08/93	281,0100197835390	80,819996948195	83,67440343
20/08/93	281,7400002522880	80,5299987792935	84,18526329
21/08/93	282,2400002522870	80,2300033569358	84,66360332
22/08/93	282,5700173421400	79,9300003051736	85,11464718
23/08/93	282,7000222249530	79,6399993896469	85,54747016
24/08/93	282,6700234456470	79,3499984741222	85,93872729
25/08/93	283,5000100179090	79,2200012207058	86,35834678
26/08/93	283,0100197835310	78,9499969482433	86,6675035
27/08/93	282,4300026936900	78,6999969482455	86,93412561
28/08/93	281,0100197835250	78,6999969482400	86,91048787
29/08/93	281,0100197835940	78,2699966430629	87,35770844
30/08/93	280,1800026936950	78,0800018310600	87,50358724
31/08/93	279,2900185628330	77,9100036621076	87,63583729
01/09/93	278,3400063557990	77,7799987792952	88,2405049
02/09/93	277,3599953694790	77,6699981689464	88,43230484

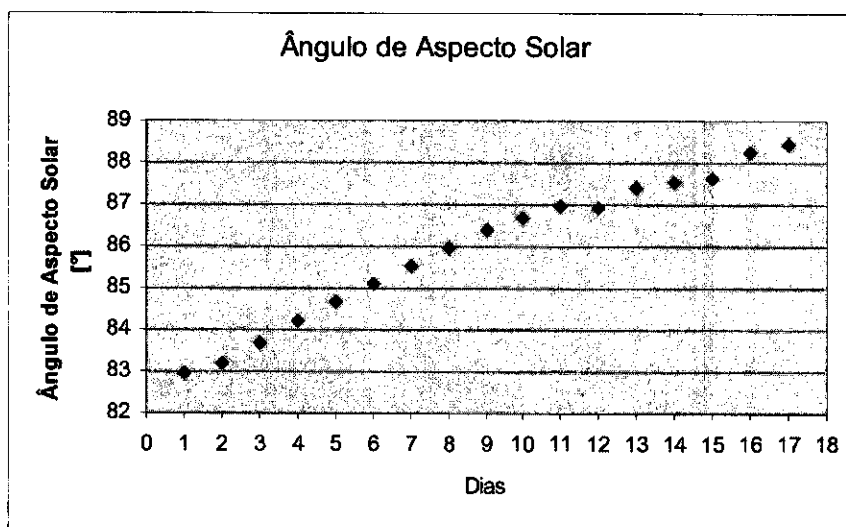


Figura 8 – Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 10

Tabela 5 – Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 6

Dias	Valores Simulados		
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	Ângulo de Aspecto Solar
17/08/93	280,09	81,1	82,94256727
18/08/93	280,0900063557980	81,0999984741197	83,17580344
19/08/93	281,0100197835390	80,8199996948250	83,67440343
20/08/93	281,7400002522810	80,5299987792926	84,18526329
21/08/93	282,2400002522890	80,2300033569326	84,66360332
22/08/93	282,5700173421250	79,9300003051761	85,11464718
23/08/93	282,7000222249490	79,6399993896493	85,54747016
24/08/93	282,6700234456440	79,3499984741236	85,93872729
25/08/93	283,5000100179150	79,2200012207012	86,35834678
26/08/93	283,0100197835440	78,9499969482408	86,6675035
27/08/93	282,4300026936910	78,6999969482460	86,93412561
28/08/93	281,0100197835400	78,6999969482404	86,91048787
29/08/93	281,0100197835390	78,2699966430664	87,35770844
30/08/93	280,1800026936970	78,0800018310545	87,50358724
31/08/93	279,2900185628340	77,9100036621110	87,63583729
01/09/93	278,3400063558030	77,7799987792975	88,2405049
02/09/93	277,3599953694740	77,6699981689439	88,43230484

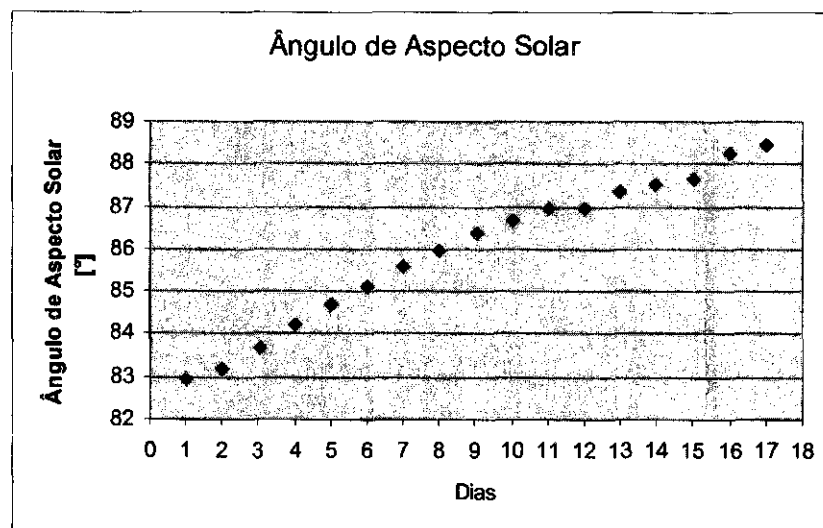


Figura 9 – Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 6

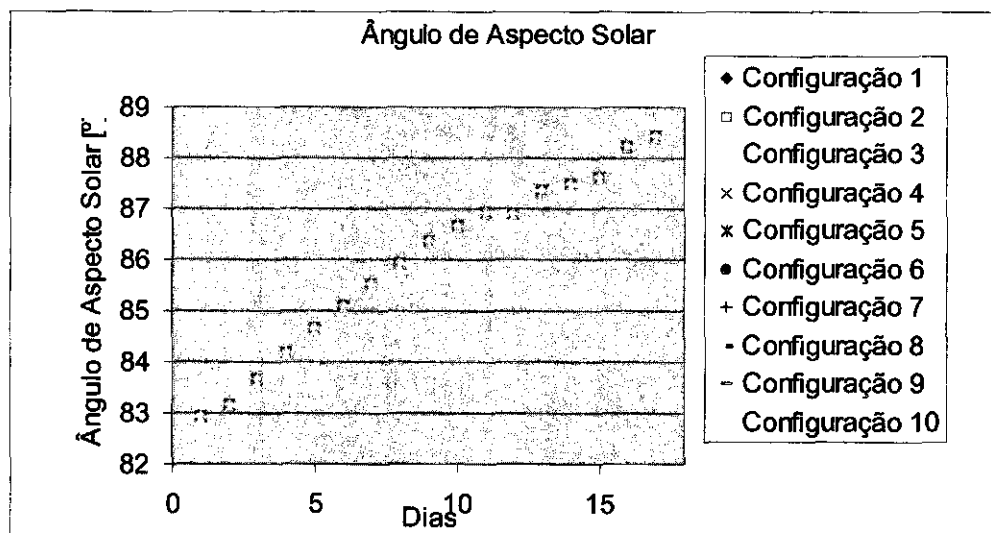


Figura 10 – Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar

3.2 Resultados para o Satélite SCD1 - Simulações sem Atualização Diária dos Dados

São apresentadas agora as simulações para o satélite SCD1 com a abordagem sem a atualização diária dos dados, sob a ação do TE.

Estas simulações são realizadas com intuito de averiguar por quantos dias o modelo desenvolvido para o TE consegue, sozinho, ser fidedigno aos valores reais, considerando-se a margem de erro aceita pelo CRC/INPS.

Iniciando-se a partir do oitavo dia, escolhido aleatoriamente, para a configuração 4, realizam-se as simulações sem atualização diária dos dados. Esta configuração foi escolhida por apresentar um valor de TE relativamente alto sem que a altura h ultrapasse a altura do satélite.

Os resultados obtidos para erro de apontamento e ângulo de aspecto solar, são apresentados na Tabela 6 abaixo em conjunto com as Figuras 11 e 12.

Tabela 6 – Resultado para SCD1 Sem a Atualização Diária dos Dados – Configuração 4 –Dia 2

Dias	Valores Simulados		Erro de Apontamento	Ângulo de Aspecto Solar
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]		
8	283,5	79,22	-	84,91149409
9	283,5000100179150	79,2200012207011	0,285496207	84,91149449
10	283,5000100178950	79,2200012207022	0,558892124	85,0990673
11	283,5000100179080	79,2200012207032	0,705405255	85,31293739
12	283,5000100179080	79,2200012207051	1,066879553	85,51614017

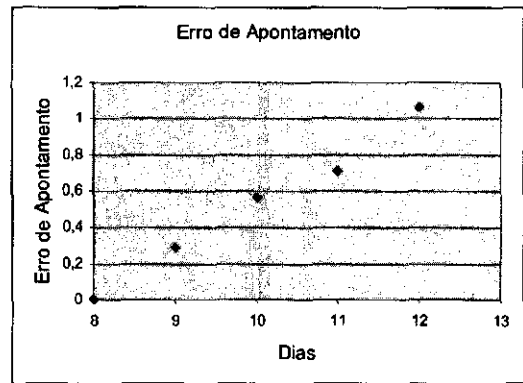
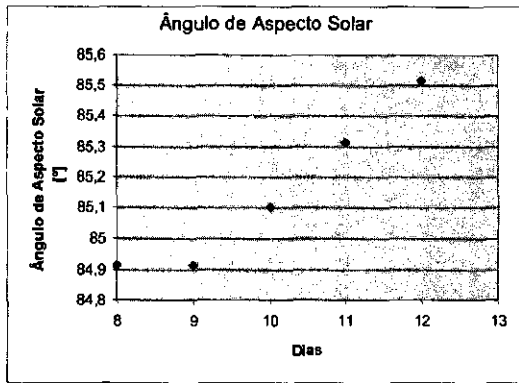


Figura 11 – Ângulo de Aspecto Solar - SCD1 sem Atualização

Figura 12 – Erro de Apontamento - SCD1 sem Atualização

Observa-se que devido à baixa intensidade do torque, este afeta muito pouco o valor das variáveis observadas, fazendo com que o desvio entre os valores reais e simulados seja praticamente iguais à variação real de tal variável entre um dia e outro. Daí o grande aumento nos desvio em tão poucos dias.

3.3 Resultados para o Satélite SCD2 - Simulações com Atualização Diária dos Dados

Agora, para o satélite SCD2 são realizadas simulações com atualização diária dos dados com o intuito de observar o desvio na ascensão reta, declinação e velocidade de rotação deste satélite.

Prevedo-se que, para as diferentes configurações de distribuição de carga elétrica, não haveria grande discrepâncias – idéia esta baseada nos resultados obtidos para o SCD1 – escolhe-se então um número menor de simulações. Estas são descritas na Tabela 7 abaixo.

Tabela 7 – Configurações de Distribuição de Carga

Configuração	Carga Q [C]	Altura h [m]
1	1,00	0,01
2	1,00	0,50
3	1,00	1,00
4	1,00E-6	0,01
5	1,00E-6	0,50
6	1,00E-6	1,00
7	1,00E-12	0,01
8	1,00E-12	0,50
9	1,00E-12	1,00

Para cada uma dessas combinações de parâmetros, mantendo-se o diâmetro da casca cilíndrica em $d = 1,00$ metro realizam-se as simulações para um período de 16 dias.

A partir do modelo obtido para o TE, a configuração 7 deve ser aquela a apresentar menores intensidades de torque enquanto que a configuração 3 apresentará as maiores magnitudes. São então apresentados, antes dos demais resultados, os resultados para estes dois casos em particular.

3.3.1 Resultados para o Erro de Apontamento

Para a configuração 7 os resultados estão apresentados na Tabela 8, em conjunto com a Figura 13. As Figuras e Tabelas apresentam o comportamento temporal do erro de apontamento.

Tabela 8 – Resultados para o SCD2 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 7

Dias	Valores Simulados		Erro de Apontamento
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
12/2/2002	278,71	63,47	-
13/2/2002	278,710010017919	63,470000000001	0,02190387
14/2/2002	278,730010017900	63,450000000001	0,03033084
15/2/2002	278,740010017914	63,419999999995	0,03000000
16/2/2002	278,740010017907	63,389999999992	0,03131158
17/2/2002	278,720010017893	63,359999999998	0,03495956
18/2/2002	278,680010017906	63,329999999998	0,03007019
19/2/2002	278,630010017913	63,310000000003	0,03357130
20/2/2002	278,570010017914	63,289999999999	0,03729475
21/2/2002	278,500010017960	63,270000000000	0,04118232
22/2/2002	278,420010017918	63,249999999992	0,04173594
23/2/2002	278,330100179019	63,240000000000	0,04617403
24/2/2002	276,600000000000	61,220000000000	0,00000000
25/2/2002	276,600010017910	61,220000000002	0,20894056
26/2/2002	276,420010017909	61,030000000002	0,22677515
27/2/2002	276,200010017898	60,829999999997	0,24549060

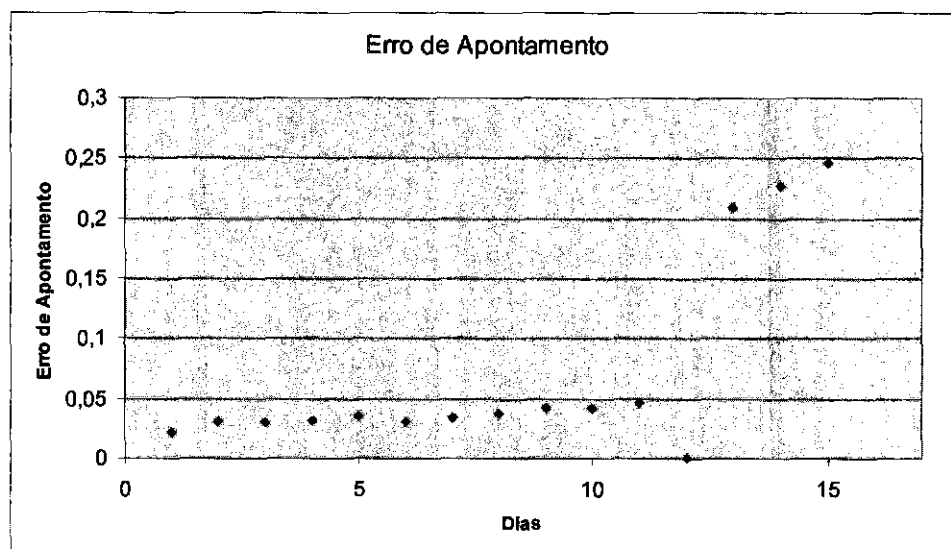


Figura 13 – Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 7

A média e desvio padrão dos desvios para erro de apontamento foram $\theta = (0,07064938 \pm 0,08192903)^\circ$.

Para a configuração 3 os resultados estão apresentados na Tabela 9, em conjunto com a Figura 14. As Figuras e Tabelas apresentam os comportamentos temporal do erro de apontamento.

Tabela 9 – Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 3

Dias	Valores Simulados		Erro de Apontamento
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
12/2/2002	278,71	63,47	-
13/2/2002	278,710010017919	63,470000000001	0,02190387
14/2/2002	278,730010017900	63,450000000001	0,03033084
15/2/2002	278,740010017914	63,419999999995	0,03000000
16/2/2002	278,740010017907	63,389999999992	0,03131158
17/2/2002	278,720010017893	63,359999999998	0,03495956
18/2/2002	278,680010017906	63,329999999998	0,03007019
19/2/2002	278,630010017913	63,310000000003	0,03357130
20/2/2002	278,570010017914	63,289999999999	0,03729475
21/2/2002	278,500010017960	63,270000000000	0,04118232
22/2/2002	278,420010017918	63,249999999992	0,04173594
23/2/2002	278,330100179019	63,240000000000	0,04613439
24/2/2002	276,600000000000	61,220000000000	0,00000000
25/2/2002	276,600010017910	61,220000000002	0,20894056
26/2/2002	276,420010017909	61,030000000002	0,22677515
27/2/2002	276,200010017898	60,829999999997	0,24549060

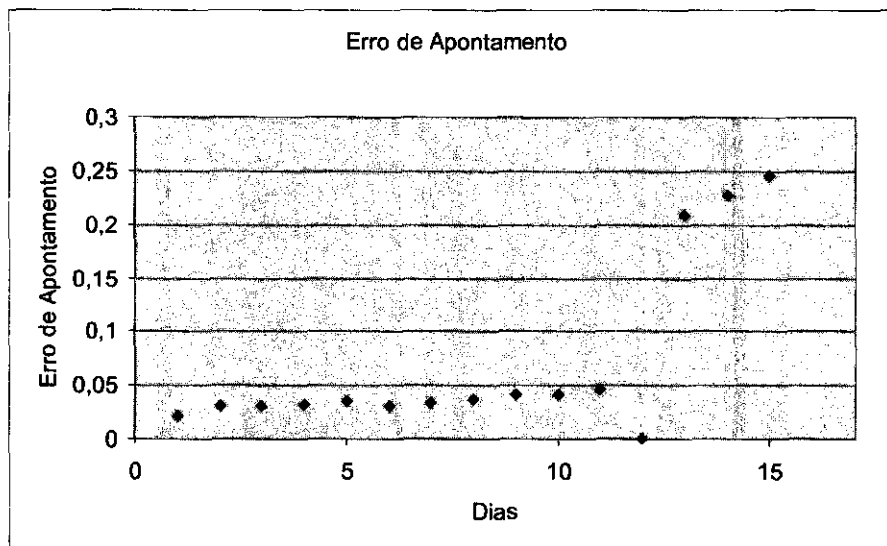


Figura 14 – Comportamento Temporal do Erro de Apontamento – Configuração 3

A média e desvio padrão dos desvios para erro de apontamento foram $\theta = (0,070646737 \pm 0,081929877)^\circ$.

Observa-se que os desvios foram praticamente os mesmos apresentados para a configuração onde o TE apresentou sua menor magnitude, assim como havia acontecido para o SCD1.

Para a configuração 7 a intensidade média do TE foi $\overline{TE} = (1,079197589 \pm 1,02796842) \cdot 10^{-38}$ N.m , enquanto que para a configuração 3 foi $\overline{TE} = (1,079197596 \pm 1,02796842) \cdot 10^{-26}$ N.m.

O comportamento apresentado na ordem dos desvios e na magnitude do TE para este caso é o mesmo apresentado anteriormente para o SCD1, exceto pelo fato de que, como o SCD2 apresenta um movimento mais estável e suave o desvio padrão do erro de apontamento foi muito inferior.

Os resultados com os comportamentos temporais do erro de apontamento para as diferentes configurações descritas mostram-se bastante análogos, pelos motivos apresentados anteriormente. Estes são apresentados em conjunto na Figuras 15 abaixo.

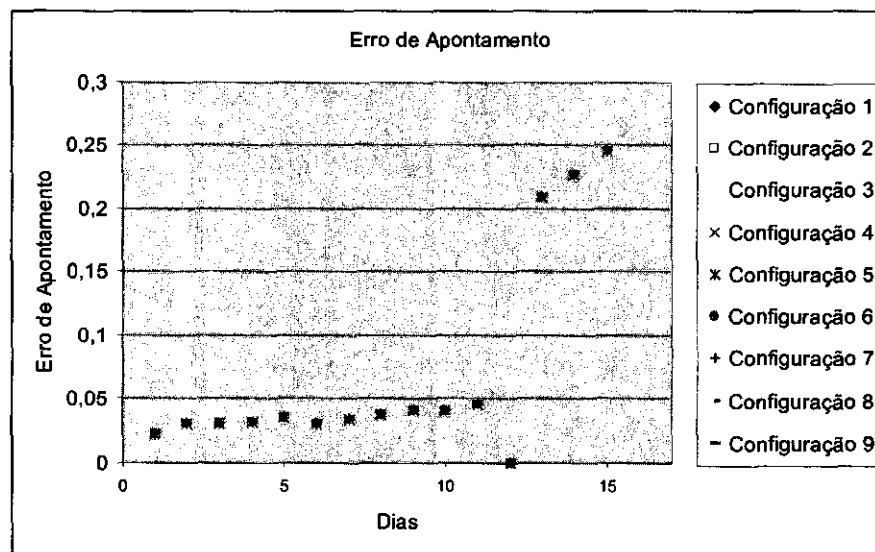


Figura 15 – Comportamento Temporal do Erro de Apontamento

Por meio das curvas representadas nos gráficos fica evidente que apesar das variações na intensidade do torque, este se mantém ainda muito baixo, não causando assim variações significativas no erro de apontamento entre uma configuração e outra.

3.3.2 Resultados para o Ângulo de Aspecto Solar

Para a configuração 7 os resultados estão apresentados na Tabela 10, em conjunto com a Figura 16. As Figuras e Tabelas apresentam os comportamento temporal ângulo de aspecto solar.

Tabela 10 – Resultados para o SCD1 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 7

Dias	Valores Simulados		Ângulo de Aspecto Solar
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
12/2/2002	278,71	63,47	85,20097
13/2/2002	278,710010017919	63,470000000001	85,20537
14/2/2002	278,730010017900	63,450000000001	85,18007
15/2/2002	278,740010017914	63,419999999995	85,17315
16/2/2002	278,740010017907	63,389999999992	85,04833
17/2/2002	278,720010017893	63,359999999998	85,15111
18/2/2002	278,680010017906	63,329999999998	85,16205
19/2/2002	278,630010017913	63,310000000003	85,16337
20/2/2002	278,570010017914	63,289999999999	85,20404
21/2/2002	278,500010017960	63,270000000000	85,22517
22/2/2002	278,420010017918	63,249999999992	85,26545
23/2/2002	278,330100179019	63,240000000000	85,31168
24/2/2002	276,600000000000	61,220000000000	85,0064
25/2/2002	276,600010017910	61,220000000002	85,08048
26/2/2002	276,420010017909	61,030000000002	85,12149
27/2/2002	276,200010017898	60,829999999997	85,20234

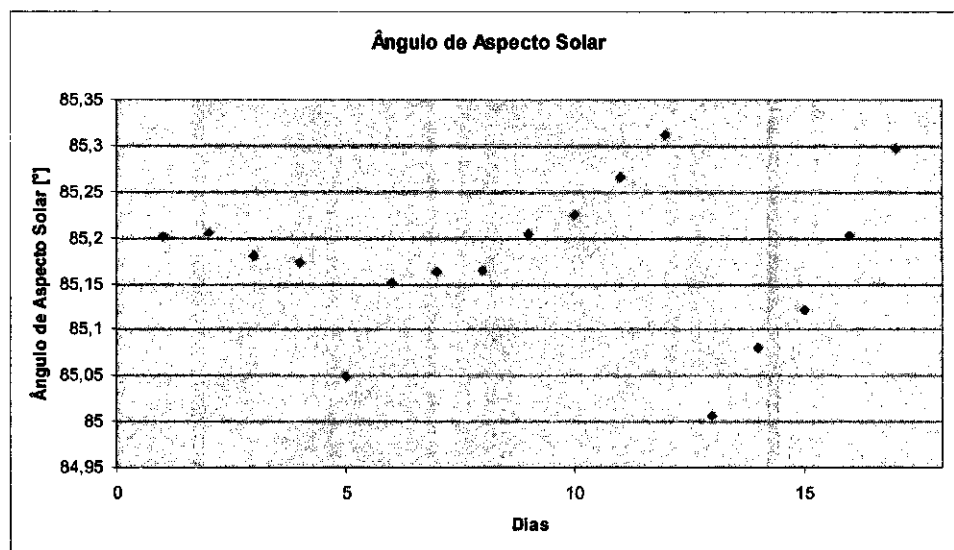


Figura 16 – Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 7

A média e desvio padrão dos desvios para ângulo de aspecto solar foram $\theta' = (85,17634952 \pm 0,0808011)^\circ$.

Para a configuração 3 os resultados estão apresentados na Tabela 11, em conjunto com a Figura 17. As Figuras e Tabelas apresentam os comportamentos temporal ângulo de aspecto solar.

Tabela 11 – Resultados para o SCD2 com Atualização Diária dos Dados – Configuração 3

Dias	Valores Simulados		Ângulo de Aspecto Solar
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]	
12/2/2002	278,71	63,47	85,20097
13/2/2002	278,710010017919	63,470000000001	85,20537
14/2/2002	278,730010017900	63,450000000001	85,18007
15/2/2002	278,740010017914	63,419999999995	85,17315
16/2/2002	278,740010017907	63,389999999992	85,04833
17/2/2002	278,720010017893	63,359999999998	85,15111
18/2/2002	278,680010017906	63,329999999998	85,16205
19/2/2002	278,630010017913	63,310000000003	85,16337
20/2/2002	278,570010017914	63,289999999999	85,20404
21/2/2002	278,500010017960	63,270000000000	85,22517
22/2/2002	278,420010017918	63,249999999992	85,26545
23/2/2002	278,330100179019	63,240000000000	85,31172
24/2/2002	276,600000000000	61,220000000000	85,0064
25/2/2002	276,600010017910	61,220000000002	85,08048
26/2/2002	276,420010017909	61,030000000002	85,12149
27/2/2002	276,200010017898	60,829999999997	85,20234

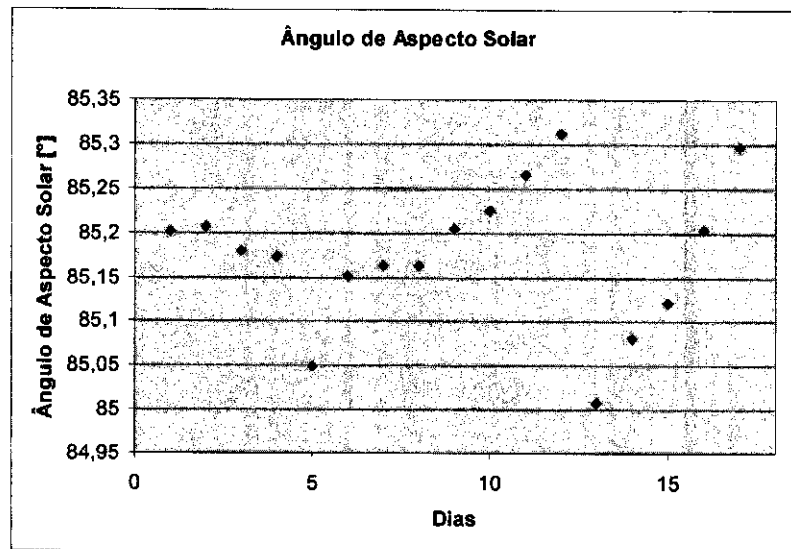


Figura 17 – Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar – Configuração 3

A média e desvio padrão dos desvios para ângulo de aspecto solar foi $\theta' = (85,17635154 \pm 0,080804693)^\circ$.

As mesmas observações previamente apresentadas para o erro de apontamento ficam evidentes para o ângulo de aspecto solar inclusive com relação a diminuição no desvio padrão.

Os resultados com os comportamentos temporais do ângulo de aspecto solar para as diferentes configurações descritas mostram-se bastante análogos, pelos motivos apresentados anteriormente. Estes são apresentados em conjunto na Figuras 18 abaixo.

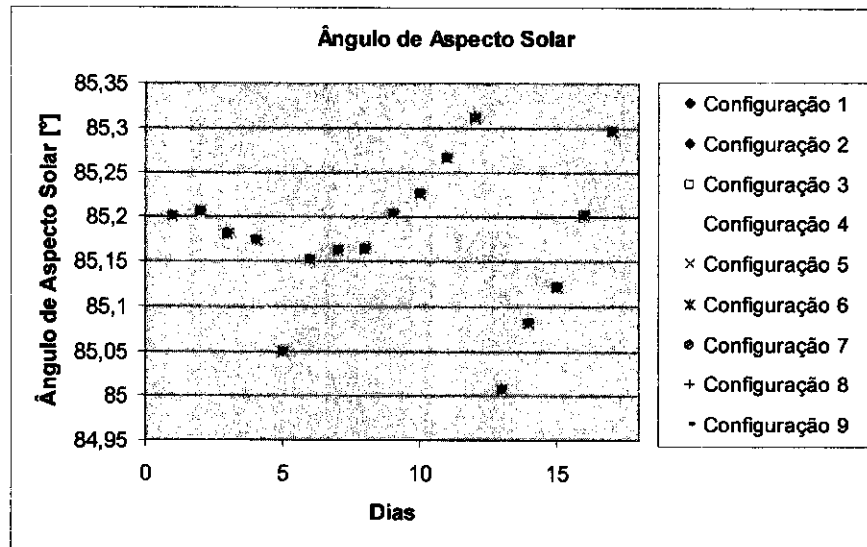


Figura 18 – Comportamento Temporal do Ângulo de Aspecto Solar

Por meio das curvas representadas nos gráficos fica evidente que apesar das variações na intensidade do torque, este se mantém ainda muito baixo, não causando assim variações significativas no ângulo de aspecto solar entre uma configuração e outra.

3.2 Resultados para o Satélite SCD2 - Simulações sem Atualização Diária dos Dados

São apresentadas agora as simulações para o satélite SCD2, sem a atualização diária dos dados, sob a ação do TE.

Estas simulações são realizadas com intuito de averiguar por quantos dias o modelo desenvolvido para o TE consegue, sozinho, ser fidedigno aos valores reais, considerando-se a margem de erro aceita pelo CRC/INPS.

Iniciando-se a partir do primeiro dia e utilizando-se a configuração 9 realizam-se as simulações sem atualização diária dos dados. Para o SCD2 há um controle no décimo segundo dia e a simulação é reiniciada.

Os resultados obtidos são apresentados na Tabela 12 abaixo em conjunto com as Figuras 48 a 50. na Tabela 12 abaixo em conjunto com as Figuras 19 e 20.

Tabela 12 – Resultado para SCD2 Sem a Atualização Diária dos Dados – Configuração 9 –Dia 1

Dias	Valores Simulados		Erro de Apontamento	Ângulo de Aspecto Solar
	Ascensão Reta [°]	Declinação [°]		
1	278,71	63,47	-	85,20097
2	278,710010017919	63,470000000001	0,02190387	85,20537
3	278,710010017926	63,470000000020	0,05176632	85,20006
4	278,710010017935	63,470000000017	0,08111683	85,21595
5	278,710010017953	63,470000000020	0,11009081	85,10976
6	278,710010017963	63,470000000025	0,14064337	85,22342
7	278,710001472991	63,470001220720	0,16396474	85,23703
8	278,710001473001	63,470001220718	0,19061872	85,23017
9	278,710001473002	63,470001220719	0,22104400	85,25786
10	278,710001473008	63,470001220732	0,25555504	85,26115
11	278,710001473019	63,470001220734	0,28625398	85,27856
12	278,710001473016	63,470001220727	0,32241745	85,29145
13	276,600000000000	61,220000000000	0,00000000	85,0064
14	276,600001472994	61,220001220727	0,20893995	85,08048
15	276,600001472997	61,220001220737	0,43548430	85,13197
16	276,600001472988	61,220001220739	0,68036031	85,20197

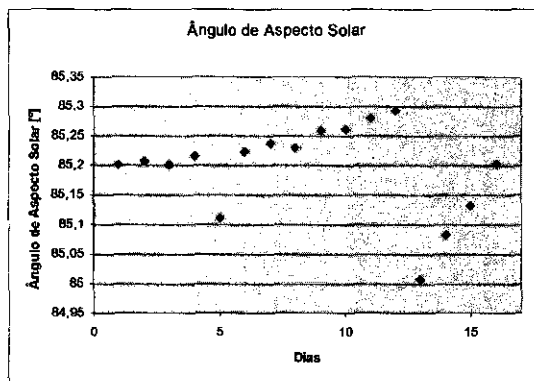


Figura 19 – Ângulo de Aspecto Solar - SCD2 sem Atualização

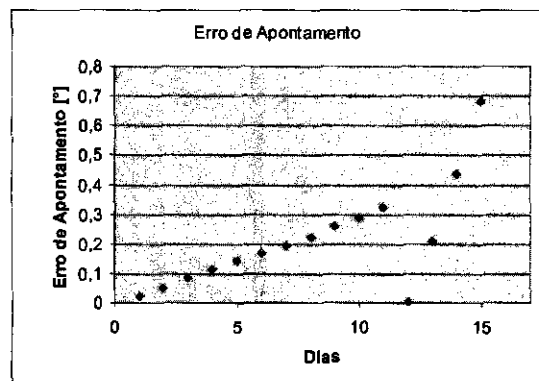


Figura 20 – Erro de Apontamento - SCD2 sem Atualização

Observa-se que devido à baixa intensidade do torque, este afeta muito pouco o valor das variáveis observadas, fazendo com que o desvio entre os valores reais e simulados seja praticamente iguais à variação real de tal variável entre um dia e outro. Daí o grande aumento nos desvios em tão poucos dias, principalmente no segundo caso, iniciado no oitavo dia, em que há uma variação maior na ascensão reta ao decorrer dos dias.

4 CONCLUSÃO

Neste trabalho foram avaliadas as influências do torque devido à força de Lorentz (torque elétrico – TE) no desvio angular do eixo de rotação e no ângulo de aspecto solar. Diversas configurações de carga elétrica no satélite foram consideradas e os resultados mais significativos apresentados.

Apesar da pequena ordem de grandeza da magnitude deste torque, na abordagem com atualização diária dos dados a média dos erros se mantiveram dentro da precisão requerida pelo CRC/INPE, assim como o ângulo de aspecto solar se manteve dentro da faixa desejada para cada missão, devido ao intervalo de simulação considerado. As médias dos erros para o SCD2 foram menores do que para o SCD1 devido ao controle de atitude do SCD2.

Na abordagem sem a atualização diária dos dados a precisão requerida pelo INPE é ultrapassada em 3 dias para o SCD1 mas para o SCD2 a precisão é mantida nos 16 dias de simulação. Para ambos os satélites o ângulo de aspecto solar se mantém dentro da faixa requerida pelo INPE.

Esse trabalho dá fechamento a um mapeamento mais completo do TE tendo sido iniciado em seu modelamento, ação sobre a atitude de satélites artificiais, comportamento com relação aos parâmetros do modelo e agora análise do erro de apontamento e ângulo de aspecto solar.

Com a análise da influência do torque elétrico na atitude do satélite pode se estudar a utilização do torque elétrico como um torque de controle, sendo que para isso poderia criar uma carga elétrica no satélite de modo a se obter a magnitude do torque necessária nos instantes de atuação do controle.

Durante o período desta pesquisa os resultados do projeto anterior foram apresentados na Jomada de Iniciação Científica e Pesquisa da FEG/UNESP de 2010 (agosto/2010), no XXI Colóquio de Iniciação Científica da UNESP (novembro/2010) e no International Symposium in Space Flight Dynamics (fevereiro/2011).

Os resultados deste projeto serão apresentados no SICINPE2011 (julho/2011) e também no DINCON2011 (agosto/2011).

5 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Abdel-Aziz, Y. A. **Attitude Stabilization of a Rigid Spacecraft in the Geomagnetic Field.** *Advances in Space Research*, Elsevier Science Ltda, v. 40, p. 30-36, 2007.
- Beletskii, V.V., Khentov, A. A. **Rotational Motion of a magnetized satellite**, Moscou, 1985 (russo).
- Bento, P. R. S. P. **Propagação da Atitude de Satélites Artificiais com Quatérnions e torque devido à Força de Lorentz**, Relatório Final de Bolsa de Iniciação Científica do CNPq/INPE, São José dos Campos, 2009.
- Bento, P. R. S. P. **Propagação da Atitude de Satélites Artificiais com Quatérnions e torque devido à Força de Lorentz**, Relatório Final de Bolsa de Iniciação Científica do CNPq/INPE, São José dos Campos, 2010.
- Pisacane, V. L.; Moore, R. C. **Fundamentals of Space Systems**. Oxford University Press, New York, 1994.
- Purvis, H.B.C.K.; Whittlesy, A.C.; Stevens, N. J., **Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects**. NASA Technical paper 2361, 1984.
- Sehna, L. The motion of a charged satellite in the Earth's magnetic field, **SAO Report**, No. 271, 1969.
- Shuster, M. D. **A Survey of Attitude Representations**. *Journ. of Astron. Scienc.*, vol. 41, no. 4, pp 439-517, 1993.
- Wertz, J. R. **Spacecraft Attitude Determination and Control**, D. Reidel, Dordrecht, Holanda, 1978.
- Zanardi, M. C. **Dinâmica da Atitude de Satélites Artificiais**, Tese de Livre Docência, Faculdade de Engenharia – UNESP – Campus de Guaratinguetá, Guaratinguetá- SP, 2005.
- Zanardi, M. C.; Bento, P. R. S. P.; Orlando, V. **Predição da Orientação Espacial de Satélites artificiais com Quatérnions e Torques Ambientais**. *Anais do Congresso Nacional de Engenharia Mecânica*, v.1, p. 1- 10, Campina Grande, 2010.
- Zanardi, M. C.; Orlando, V.; Bento, P. R. S. P.; Silva, M. **Spin Stabilized Satellite's Attitude Propagation with quaternions**. *Proceeding of the 22nd International Symposium in space Flight Dynamics*, p. 1- 10, São José dos Campos, 2011.
- Zill, D. G.; Cullen M. R. **Matemática Avançada para Engenharia**, Bookman, 2009.