INFLUÊNCIA DE PARÂMETROS ORBITAIS DO SATÉLITE EQUARS NO DIMENSIONAMENTO DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA

Pedro Inácio Hubscher[a]; Leonel Fernando Perondi[b]
[a] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (pedro.hubscher@inpe.br; pedro.hubscher@yahoo.com.br)
[b] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (leonel.perondi@inpe.br)

***Resumo**: este artigo apresenta uma análise da influência da longitude do nodo ascendente e da inclinação do plano da órbita do satélite EQUARS (Equatorial Atmosphere Research Satellite), com relação ao plano do equador terrestre, para o dimensionamento do subsistema de suprimento de energia. Em órbitas com pequena inclinação em relação ao plano do equador, tais parâmetros orbitais são determinantes para a definição dos pontos anuais de máximo e mínimo de incidência solar. No artigo, é descrita a missão EQUARS e efetuada uma análise das diversas situações de incidência solar, durante o período de um ano, considerando a longitude do nodo ascendente, a inclinação do plano da órbita, em relação ao plano do equador, e os pontos de solstício e equinócio.*

***Palavras-chave:** órbita equatorial, painel solar, plano orbital, solstício, equinócio.*

1. INTRODUÇÃO

Neste trabalho, são apresentados resultados preliminares acerca da análise para o dimensionamento do painel solar para o satélite EQUARS (*Equatorial Atmosphere Research Satellite*), em desenvolvimento pelo INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais), considerando elementos da órbita do satélite, tais como a longitude do nodo ascendente e a inclinação do plano orbital (Relatório Final da MDR, 2017). Em função de requisitos das cargas úteis, serão consideradas órbitas de baixa altitude (*Low Earth Orbit - LEO*) e inclinação da ordem de 15º entre o plano orbital do satélite e o plano do equador.

A missão científica tem como objetivos o estudo e a pesquisa acerca do acoplamento atmosférico entre os processos dinâmicos, elétricos, fotoquímicos e ionosféricos, na região equatorial. Os resultados, obtidos a partir da coleta e análise dos dados fornecidos pelas cargas úteis, serão relevantes para estudos de clima espacial, da atmosfera e meteorológicos. Há um total de cinco cargas úteis, descritas em (Hübscher 2018).

A proposta de linha de base para a missão EQUARS consiste de uma plataforma dedicada, controlada em três eixos (Relatório Final da MDR, 2017), a ser colocada em órbita através de um lançamento dedicado para a missão.

A arquitetura foi selecionada considerando o requisito de que haja redundância de equipamentos em nível de subsistema (Wertz et. al., 2011), com exceção do computador de bordo.

A configuração linha de base de sistema tem os seguintes parâmetros gerais:

- órbita: altitude nominal 635,0 km, inclinação 15º, em LEO (*Low Earth Orbit*);
- consumo médio nominal total: 180,12 W;
- capacidade de geração do painel solar móvel ao final da vida útil: 336,45 W;
- área do SAG (*Solar Array Generator*): 1,8 m²;
- massa do Satélite: 122,0 kg.

A vida útil projetada do satélite é de 2 anos. O dimensionamento foi efetuado considerando-se coeficientes de perda para o painel solar, decorrentes de fatores tais como: micrometeoritos, radiação UV e outros.

Nas seções a seguir, são apresentados: (a) conceitos relativos aos elementos orbitais; (b) detalhes do subsistema de suprimento de energia; e (c) resultados da análise da incidência de iluminação solar sobre o painel solar, considerando-se a trajetória orbital ao longo do período de um ano.

2. ELEMENTOS ORBITAIS

Os cinco experimentos constituintes da carga útil da missão EQUARS (INP|E, 2017) determinam requisitos para a órbita do satélite planejado para a missão. Os seis parâmetros orbitais são selecionados de modo a otimizar a produção de dados úteis ao longo da missão, por parte dos equipamentos.

Utilizando-se a direção do equinócio vernal, juntamente com a do norte geográfico terrestre, constrói-se o sistema de três eixos utilizado como referência para o estudo de seleção dos elementos orbitais. Os elementos orbitais são definidos como se segue:

- inclinação da órbita (θ): ângulo entre o plano do equador terrestre e o plano orbital do satélite;
- longitude do nodo ascendente (Ω) : ângulo entre o equinócio vernal e a linha dos nodos, ou seja, a linha de interseção do plano orbital com o plano do equador terrestre, orientado na direção do nodo ascendente;
- argumento do perigeu (ω): ângulo entre a linha dos nodos e o raio orbital correspondente ao perigeu;
- anomalia verdadeira (ν): define a posição do satélite no plano orbital na época definida;
- semi-eixo maior (A): semi-eixo maior da elipse que define a órbita;
- excentricidade (ε): excentricidade da elipse que define a órbita.

Em princípio, inexistem demandas para que a órbita se desvie de uma órbita circular. Assim, na hipótese de uma órbita circular, a excentricidade é nula e o argumento do perigeu deixa de existir como elemento orbital. Nestas circunstâncias, a inclinação da órbita, a altitude da órbita, que define o semi-eixo maior, e a longitude do nodo ascendente constituem-se nos principais parâmetros a serem determinados em função dos requisitos definidos pelos instrumentos.

Entre os requisitos com maior repercussão, citam-se aquelas associadas ao equipamento ELISA (INPE, 2017), o qual para efetuar medidas demanda que o equipamento cruze o "tubo" de linhas de campo do campo magnético terrestre que tem como uma de suas extremidades a região da anomalia magnética do Atlântico Sul, cuja localização aproximada é latitude entre −50° e 0° e longitude de −90° a +40°.

Os estudos conduzidos até o momento apresentam, como resultado, os seguintes elementos orbitais: órbita circular, altitude nominal 635 km, inclinação 15º. Outros parâmetros, encontram-se, ainda, em definição.

3. SUBSISTEMA DE POTÊNCIA

O dimensionamento do subsistema de suprimento de energia considera o consumo das cargas dos equipamentos. Assume-se que todas as cargas estejam 100% do tempo ligadas, excetuando-se o transmissor do *transponder*, cujo ciclo de trabalho máximo estimado é de 20%. A temperatura média no painel solar foi estimada em torno de 80 ºC.

Para esta análise, considerou-se a operação das cargas úteis em potência nominal durante 100% do tempo. Neste cenário, o consumo médio total do satélite é de 181 W, sendo 124 W consumidos pela plataforma (69%) e 57 W pelas cargas úteis (31%), consideradas as margens associadas à maturidade tecnológica dos equipamentos, definidas como segue:

- 20%: equipamento em desenvolvimento;
- 10%: equipamento desenvolvido e testado;
- 5% : equipamento já padronizado e com dados do fabricante.

A configuração adotada para o subsistema foi a de barramento não regulado e DET (*Direct Energy Transfer*) (Patel 2005), com tensão de variação entre 15 V e 35 V, conforme ilustrado na Figura 1. As cargas úteis e alguns subsistemas terão um conversor CC/CC local, para absorver a variação de tensão do painel. A área útil do painel solar, *i.e.*, área efetiva coberta com células solares, foi estimada em 1,8 m², considerando-se o uso de células solares de tripla junção, com rendimento aproximado de 27,5%, sendo o pior caso de ângulo de incidência da radiação solar sobre o plano orbital estimado em 38,44º (órbita equatorial de 15º de inclinação). Para esta arquitetura, assume-se o uso de bateria com células de íons de Lítio.

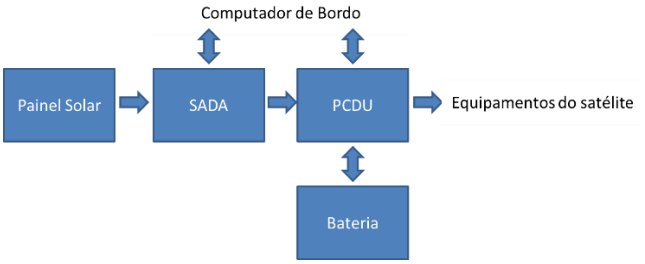

Figura 1: Ilustração simplificada dos elementos do subsistema de energia com barramento não regulado (SADA - *Solar Array Drive Assembly*, PCDU – *Power Control and Distribution Unit*).

4. INFLUÊNCIA DOS PARÂMETROS ORBITAIS

Nesta seção, serão investigadas as seguintes questões: (a) ao longo de um ano, para uma dada órbita do satélite, caracterizar a pior condição de iluminação do painel solar do satélite, ou seja, ao longo de um ano, determinar o menor valor da máxima insolação em um período orbital do satélite (S_{min}); (b) investigar o comportamento de S_{min} para diferentes valores dos parâmetros orbitais θ, Ω, ω, ε e A; (c) investigar o efeito de precessão da órbita do satélite, ou seja, de variações de Ω, sobre o valor de $S_{\min}$.

A Tabela 1, abaixo, reúne os principais dados a serem utilizados para o desenvolvimento das investigações acima elencadas.

Requisitos provenientes da análise de missão			
Órbita			
	Altitude (A):	635 km	Máximo: 700 km Mínimo: 600 km
	Inclinação (θ):	15º	Máximo:15º Mínimo: 15º

Tabela 1 – Requisitos advindos da análise de missão.

Será adotado o sistema de referência geocêntrico equatorial para os estudos, com o eixo x direcionado para o equinócio de março (Equinócio Vernal) e o eixo z para o norte geográfico terrestre, com vetores unitários $\hat{e}_\gamma$, $\hat{e}_T$ e $\hat{e}_N$, sendo o primeiro versor na direção do equinócio vernal e o último na direção do norte geográfico terrestre.

Neste sistema de coordenadas, e em termos dos parâmetros orbitais definidos na Seção 2, órbitas elípticas podem ser expressas pelas equações:

$$x = r\,(\cos(\nu+\omega)\cos(\Omega) - \operatorname{sen}(\nu+\omega)\cos(\theta)\operatorname{sen}(\Omega)), \quad (1)$$

$$y = r\,(cos(\nu+\omega)\,sen(\Omega) + sen(\nu+\omega)\,cos(\theta)\,cos(\Omega)), \quad (2)$$

$$z = r\,sen(\nu+\omega)\,sen(\theta), \quad (3)$$

$$r = A(1-\varepsilon^2)/(1+\varepsilon\,cos(\nu)), \quad (4)$$

$$\nu = M + 2\,\varepsilon\,sen(M) + 1{,}25\,\varepsilon^2\,sen(2M), \quad (5)$$

$$M = M_0 + n(t-t_0), \quad (6)$$

onde x, y e z são as coordenadas cartesianas do objeto orbital, r é o raio orbital, t é o tempo, dado em dias Julianos, n é o número de rotações por unidade de tempo, normalmente denominado movimento médio, e M_0 é a anomalia média no tempo t_0. Os demais parâmetros encontram-se definidos na Seção 2. Observa-se que a Eq. (5) advém de uma expansão em potências da excentricidade, trucada em segunda ordem (Moulton, 1914).

O vetor normal ao plano da órbita do satélite, definida pelas Equações (1) a (3), é dado pela expressão

$$\hat{e}_n = sen(\theta)\,sen(\Omega)\;\hat{e}_\gamma - sen(\theta)\,cos(\Omega)\;\hat{e}_T + cos(\theta)\,\hat{e}_N. \quad (7)$$

A Tabela 2, abaixo, apresenta os elementos orbitais para o movimento solar no sistema de coordenadas acima definido.

inclinação (θ_s)	23,44º
longitude do nodo ascendente (Ω_s)	0,00
argumento do perigeu (ω_s)	282,7685º
semi-eixo maior (A_s)	149.597.870,00 km
excentricidade (ε_s)	0,0167133
anomalia média (M_{os})	357,6205º
tempo de referência ("época") (t_{os})	01.01.2018, 0:00:00

Tabela 2 – Elementos orbitais para o movimento solar no sistema de coordenadas geocêntrico equatorial, definido na Seção 4.

A variação da irradiação solar, em W/m^2, ao longo do ano, foi computada a partir da expressão *(Part 2: Solar Energy Reaching The Earth's Surface - ITACA, 2019)*

$$S = S_0\,(1 + c_1 \frac{2\pi}{c_2}\, D_n), \tag{8}$$

onde D_n designa o dia do ano, $S_0 = 1367\ W/m^2$, $c_1 = 0{,}034$ e $c_2 = 365{,}25$.

Especializando-se a Eq. (7) para o movimento solar, obtém-se para o vetor normal à eclíptica a expressão

$$\hat{e}_s = -sin(\theta_s)\,\hat{e}_T + cos(\theta_s)\,\hat{e}_N, \tag{9}$$

onde θ_s, a inclinação da órbita solar, no sistema de coordenadas geocêntrico equatorial, é definida na Tabela 2.

Caso não houvesse precessão da órbita do satélite, o ângulo entre o plano da eclíptica e o plano orbital do satélite, (θ_{eo}), manter-se-ia constante, sendo expresso por

$$\theta_{eo} = cos^{-1}(\,\hat{e}_n \,.\, \hat{e}_s) = cos^{-1}(\,sin(\theta_s)\,sen(\theta)\,cos(\Omega) + cos(\theta_s)\,cos(\theta))\,, \tag{10}$$

onde $\hat{e}_n$ designa a normal ao plano da órbita do satélite, para uma situação geral.

As componentes do vetor normal à superfície do painel solar encontram-se confinadas no plano da órbita do satélite, ou seja, inexiste componente normal ao plano da órbita. Respeitada esta restrição, a superfície do painel solar é orientada de modo a maximizar a incidência solar.

Caso não houvesse precessão da órbita do satélite, o ângulo entre o plano da eclíptica e o plano orbital do satélite (θ_{eo}) seria constante, de modo que o Sol, do ponto de vista do sistema de referência do satélite, apresentaria, ao longo de um ano solar, uma elevação entre $\pm\theta_{eo}$ em relação ao plano da órbita do satélite, como ilustrado na Figura 2. Assim, a situação de menor intensidade de iluminação do painel solar ocorreria quando o Sol se encontrasse com elevação

$$\theta_m = \pm\theta_{eo}, \tag{11}$$

em relação ao plano da órbita da órbita do satélite. Quanto aos tempos, ao longo do ano, em que ocorreriam estes extremos, observa-se que estes coincidiriam com as datas dos solstícios de junho e dezembro, quando o Sol apresenta sua maior elevação em relação ao plano do equador. Assim, em resposta à questão (a), conclui-se que quanto maior o valor de θ_{eo}, menor será o valor de S_{min}, o qual é proporcional a $cos(\theta_m)$.

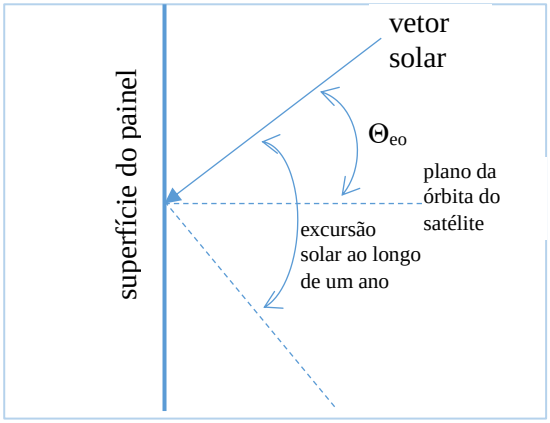

Figura 2 – A situação de menor iluminação do painel solar ocorrerá quando o Sol atingir sua elevação máxima em relação ao plano da órbita do satélite. Nesta situação, θ_{eo} e θ_m são iguais. Observa-se que o eixo de rotação do painel é perpendicular ao plano da órbita.

Passando-se à investigação do comportamento de θ_m com Ω, mostra-se, a partir da Eq. (9), através de técnicas elementares, que o valor extremo de θ_{eo} ocorrerá quando $\Omega = 180^o$. Nesta circunstância, obtém-se o resultado

$$\theta_{eo} = \theta_s + \theta, \tag{12}$$

ou seja, na condição menos favorável de iluminação do painel solar, $\theta_m$será igual à soma das inclinações da órbita solar e da órbita do satélite, referidos ao sistema de coordenadas geocêntrico equatorial.

A partir da Eq. (10), introduzindo-se valores para θ_s e θ, conforme dados nas Tabelas (1) e (2), obtém-se a relação entre θ_m e Ω mostrada na Figura 3, a partir da qual observa-se que o valor extremo de θ_m é dado por

$$\theta_m = (\theta_s + \theta) = 23{,}44^o + 15{,}00^o = 38{,}44^o, \tag{13}$$

o que corresponde, como previsto, à situação em que a longitude do nodo ascendente (Ω) é igual a 180º. A Figura 4, por sua vez, mostra a intensidade solar incidente sobre o painel solar, ao longo de um ano, na condição em que a longitude do nodo ascendente é igual a 180º. Os valores máximo e mínimo observados não são equivalentes devido à variação da irradiância solar entre os solstícios de junho e dezembro, estando o Sol no primeiro a uma distância da Terra maior do que no segundo.

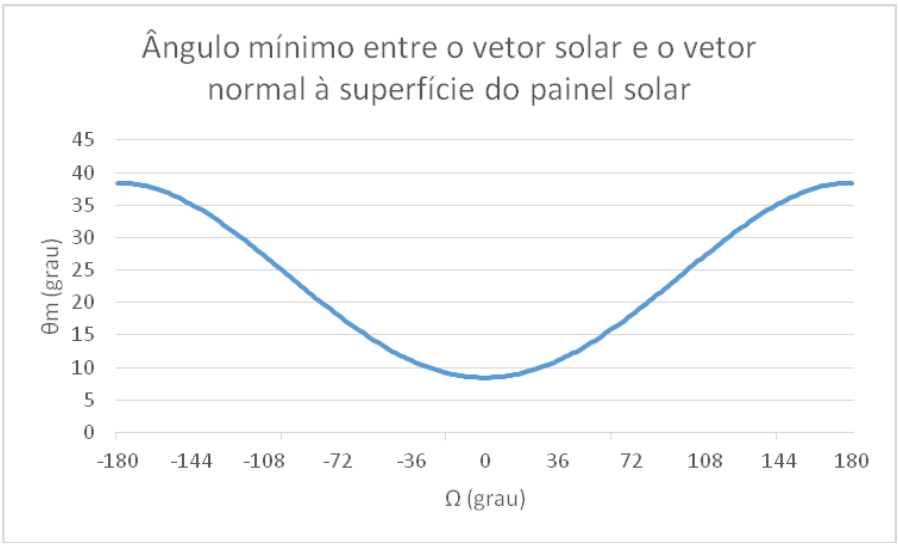

Figura 3 – Ângulo entre o vetor solar e o vetor normal à superfície do painel solar em função da longitude do nodo ascendente da órbita do satélite (Ω). Observa-se que este ângulo atinge seu valor máximo para $\Omega = 180^o$.

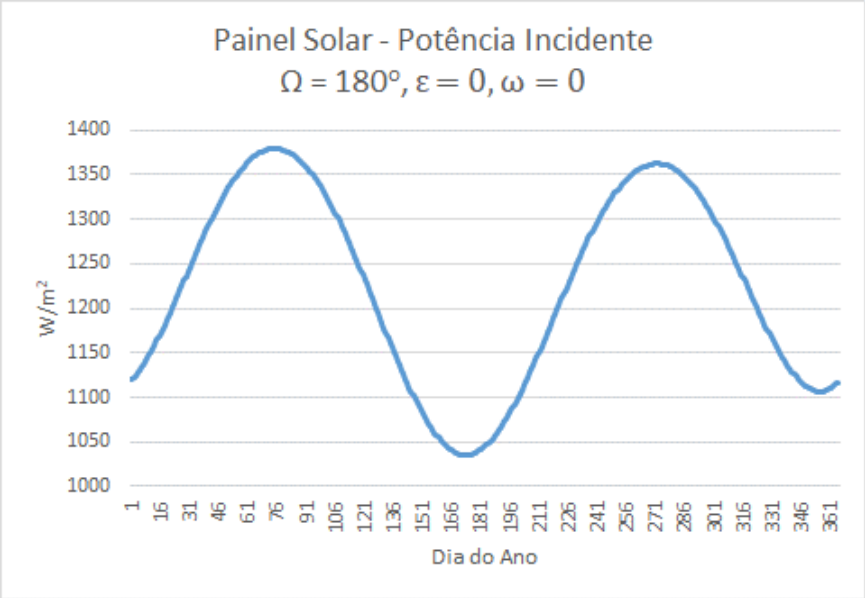

Figura 4 – Intensidade solar incidente sobre o painel solar para a condição de caso extremo de iluminação solar.

A análise acima independe de valores da excentricidade (ε) e do argumento do perigeu (ω). Relativamente ao semi-eixo maior (A), variações deste no entorno do valor nominal (raio da Terra mais a altitude do satélite) igualmente não alteram os resultados da análise acima. Assim, referentemente à questão (b), os principais resultados da presente investigação podem ser assim resumidos:

- a condição de menor intensidade de iluminação do painel solar ocorrerá em torno dos solstícios de junho e dezembro, ocorrendo o menor valor em junho, devido à maior distância entre o Sol e a Terra;

- o valor mínimo da máxima irradiação solar sobre o painel solar, ao longo de uma órbita, (S_{min}) pode ser computada utilizando-se o fato de que o que o máximo menor ângulo entre o vetor solar e o vetor normal ao painel solar, ao longo de um período orbital, é dado pela soma das inclinações das órbitas solar e do satélite, para $\Omega = 180^o$, referentemente ao sistema de coordenadas geocêntrico equatorial;

- o valor de S_{min} independe dos valores de excentricidade e de argumento do perigeu referentes à órbita do satélite.

Devido a fatores diversos, a órbita do satélite pode sofrer perturbações que afetam o projeto do painel solar. Aqui, nos limitaremos ao efeito do *achatamento da Terra* (*Earth Oblateness*) sobre a órbita do satélite, cujo resultado final pode ser expresso como um movimento retrógrado da linha dos nodos, quando a inclinação da órbita é inferior a 90º.

A taxa de variação da longitude do nodo ascendente por período orbital pode ser expressa por *(Fortescue & Stark, 1995)*

$$\dot{\Omega} = -3\pi J_2 R_e^2 n \cos(\theta) / (A\,(1-\varepsilon^2))^2, \qquad (14)$$

onde R_e é o raio equatorial terrestre, J_2 é o coeficiente harmônico zonal de ordem 2, θ é a inclinação da órbita, n o movimento médio, A o semi-eixo maior da órbita e ε sua excentricidade. Introduzindo-se valores na expressão (14) para a órbita nominal definida na Tabela 1, obtém-se o resultado de aproximadamente 7 rotações por ano, na direção Oeste.

A Figura 5 apresenta a irradiância solar sobre o painel ao longo de um ano, na situação em que ocorre a regressão da linha dos nodos, conforme a velocidade angular acima estimada. Observa-se o aparecimento de diversos mínimos e máximos. Porém, o mínimo absoluto não sofre alteração, como esperado, pois o valor extremo de θ_m é dado pela Eq. (11), independentemente do valor de Ω.

Concluindo esta seção, como resultado da investigação referente à questão (c), observa-se, portanto, que a regressão da linha dos nodos da órbita do satélite apesar de introduzir estrutura adicional na irradiância solar, que impacta a energia total gerada pelo painel solar ao longo de uma órbita, não afeta a condição de pior caso de iluminação.

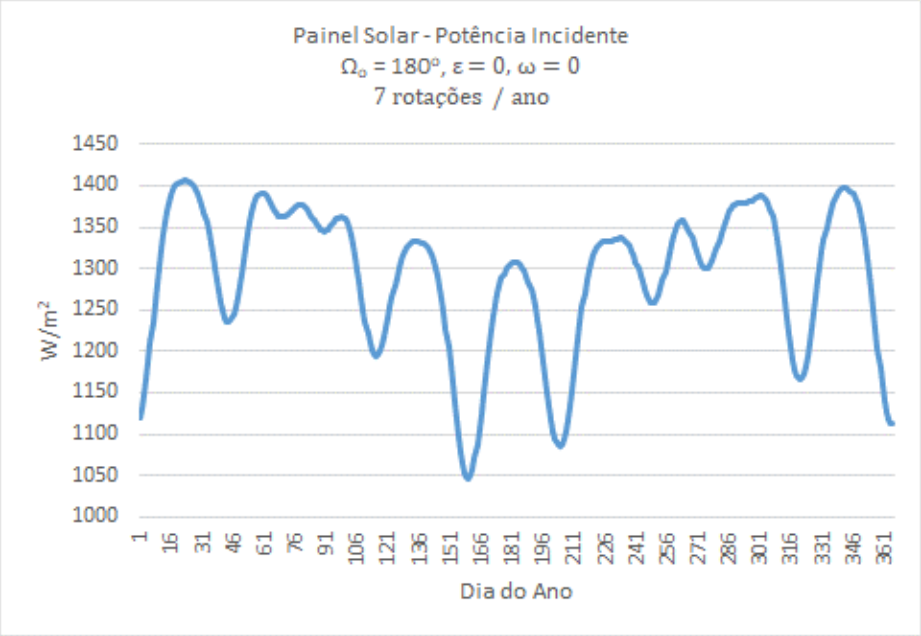

Figura 5 - Intensidade solar incidente sobre o painel solar para a situação em que ocorre regressão da linha dos nodos da órbita do satélite, com 7 rotações por ano.

5. CONCLUSÃO

Neste artigo, são apresentados estudos para o dimensionamento do painel solar do satélite de aplicações científicas EQUARS, considerando a influência da longitude do nodo ascendente e da inclinação do plano da órbita, com relação ao plano do equador, sendo conhecidos os requisitos de consumo de potência dos subsistemas e das cargas úteis. O dimensionamento do painel solar, e de todo o sistema de suprimento de energia, para satélites de órbita de baixa inclinação, exige investigações diferenciadas daquelas referentes a satélites de órbita polar, principalmente no que diz respeito à definição dos casos limites de incidência de luz solar sobre o painel solar e a efeitos da regressão da linha dos nodos, que ocorre com maior velocidade angular em órbitas de baixa inclinação.

A análise das simulações e os gráficos apresentados no item 4 mostram que o pior caso de iluminação solar, ao longo de um período orbital, ocorre nos períodos de solstício, quando o ângulo entre o vetor solar e o vetor normal ao painel solar, ao longo de uma órbita, nunca é inferior à soma das inclinações dos planos orbitais referentes às órbitas solar e do satélite, no sistema de referência geocêntrico equatorial. No caso do estudo da Missão EQUARS, este ponto mínimo ocorre nos solstícios de junho e dezembro, quando o ângulo de incidência solar iguala-se à soma da inclinação de 15 º do plano orbital do satélite com a inclinação de 23,44 º do plano orbital solar, totalizando 38,44 º. O mínimo absoluto ocorre no mês de junho, devido à maior distância solar. A investigação do efeito da regressão da linha dos nodos sobre o pior caso de iluminação, mostra o aparecimento de diversos mínimos e máximos. Porém, o mínimo absoluto não sofre alteração, pois, como mostrado na Seção 4, o valor extremo de θ_m independe do valor de Ω.

O dimensionamento do painel solar e do sistema de suprimento de energia será realizado com base na situação de extremo de condição de iluminação, tendo como critério que, na situação de final de vida de projeto, todos os requisitos de suprimento de energia associados aos subsistemas do satélite, incluídos os ciclos de carga e descarga da bateria, sejam atendidos.

AGRADECIMENTOS: Agradecemos à equipe participante do Projeto EQUARS pelo apoio e disponibilização de dados e informações para a realização deste trabalho.

6. REFERÊNCIAS

Fortescue, P., & Stark, J., 1995. Spacecraft Systems Engineering, 2nd Edition. New York: John Wiley and Sons.

Hübscher, P. I., 2018. "Segmento Espacial do Satélite de Aplicações Científicas EQUARS (Equatorial Atmosphere Research Satellite)", In *Proceedings of the 11nd seminar on power electronics and control-2018*. Santa Maria, Brasil.

INPE. (31 de 08 de 2017). INPE/NOTÍCIAS. Acesso em 23 de 08 de 2019, disponível em PORTAL DO INPE: http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=4584

Moulton, F. R., 1914. An introduction to celestial mechanics, 2nd Edition. New York: The MacMillan Company, p. 171.

Part 2: Solar Energy Reaching The Earth's Surface - ITACA. (21 de 07 de 2019). Fonte: https://www.itacanet.org/the-sun-as-a-source-of-energy/part-2-solar-energy-reaching-the-earths-surface/#2.1.-The-Solar-Constant .

Patel, M. R., 2005. "Spacecraft Power Systems", CRC Press, 1st edition, Florida, USA.

Relatório Final da MDR (Mission Definition Review), 2017, Missão EQUARS, relatório interno, INPE - MCTI, São José dos Campos, SP.

Wertz, J. R., Everett, D. F. and Puschell, and J. J., 2011. "Space Mission Engineering: the New SMAD", Space Technology Library, 1st edition, USA.