



# Utilização de Projetos de Nanossatélites na Graduação em Engenharia de Computação: Planejamento do Subsistema Energia Elétrica para CubeSat

Maria Cristina Tessari-Zampieri<sup>1</sup>, Alessandro Ferreira de Santiago<sup>1</sup>, Weder Fabricio Lopes<sup>1</sup>, Abraão Ramos da Silva<sup>2</sup>, Marcos Antonio Scapin<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Univesidade Virtual do Estado de São Paulo, São Paulo, SP, Brasil  
Alunos de Graduação do curso de Engenharia de Computação.

<sup>2</sup>Universidade Estadual do Maranhão, São Luís, MA, Brasil  
Professor Assistente do Departamento de Engenharia de Produção.

<sup>3</sup>Instituto Pesquisas Energéticas e Nucleares da Universidade de São Paulo, São Paulo, SP, Brasil

Dr. Pesquisador do Centro de Química e Meio Ambiente do Laboratório de Difração de Raios-x.

[dra.tessarizampieri.usp@gmail.com](mailto:dra.tessarizampieri.usp@gmail.com); [lalessandrosantiago22@gmail.com](mailto:lalessandrosantiago22@gmail.com);  
[abraaosilva@professor.uema.br](mailto:abraaosilva@professor.uema.br); [professorscapin@gmail.com](mailto:professorscapin@gmail.com)

---

**Resumo.** Para compreender como as disciplinas de Engenharia de Computação podem ser utilizadas em situações reais de desenvolvimento de nanossatélites, foi elaborado um protótipo de subsistema de energia para CubeSat e simulador de órbita. O protótipo foi elaborado com 2 painéis solares conectados em paralelo, permitindo redundância no sistema para evitar eventuais problemas de falta de energia. O protótipo Univesp.1 apresentou uma demanda estimada de energia de 1.478 mAh, para ser utilizadas durante o período de 36 min. em que estará na região de eclipse. No simulador de órbita circular foram utilizados os resultados obtidos dos dados simulados e calculados para a missão, e disponibilizado na WEB para comparação de dados de planejamento para outros pesquisadores.

---

**Palavras-chave:** CubeSat; Univesp.1; Simulador de orbita circular.

## 1. Introdução

O Sputnik-1 foi o primeiro satélite enviado ao espaço na década de 50, considerado pequeno devido sua massa. Na época foi necessário desenvolver uma plataforma utilizável para observação lunar, planetária e terrestre, com componentes que garantissem desempenho orbital, controle de altitude, operação de sensores, telecomunicação de sinais, recepção e processamento terrestre dos mesmos (KONECNY, 2004). As limitações orçamentárias têm, historicamente, restringido o acesso a novos lançamentos espaciais. Ao longo da última década, os avanços em eletrônica comercial altamente confiável, miniaturização, técnicas e



materiais altamente tecnológicos, possibilitou uma nova classe de pequenos nanossatélites com massa total de 50 kg ou menos (Programa NanoSat da Universidade da Força Aérea dos EUA, 2007).

Os nanossatélites são confiáveis e oferecem uma solução para o problema de limite orçamentário, fornecendo um meio excelente e econômico para a realização de uma finalidade única, em missões espaciais (ROGERS e SUMMERS, 2010; SLOGO et al., 2018). O padrão CubeSat é um nanossatélite, com massa e dimensões limitados (MATTOS et al., 2017).

Um projeto de subsistema de energia elétrica (*Electric Power Subsystem - EPS*) para CubeSat (ROGERS e SUMMERS, 2010; SLOGO et al., 2018) tem como função gerar energia a partir de células voltaicas para suprir os outros subsistemas, armazenar energia para os períodos de eclipse (MATTOS et al., 2017) e distribuir de forma regulada a energia que o nanossatélite requer para completar sua missão (GARCIA, 2021).

Um dos grandes desafios no dimensionamento de CubeSats é o gerenciamento de energia (OSMAN, 2012), crucial para o sucesso de qualquer missão. O seu planejamento deve considerar período de eclipses na ordem de 40% na região de baixa órbita (LEO - *Low Earth Orbit*) e constantes processos de cargas e descargas da bateria que podem resultar na diminuição da vida útil dos componentes e tempo de missão. Desta forma, mesmo que orbitando em altitudes mais baixas que um satélite em órbita geostacionária GEO (*Geostationary Earth Orbit*), um CubeSat em LEO sofre muito mais estresse em seu sistema energético.

Portanto, os objetivos deste trabalho foram: - Utilizar os conhecimentos construídos durante as disciplinas de Engenharia de Computação para simular uma missão de um nanossatélite; - Construir um subsistema de energia elétrica com baixo custo; - Desenvolver um simulador de órbita circular baseado na WEB que possa reproduzir os dados calculados e disponibilizá-lo para que outros pesquisadores possam comparar os parâmetros de suas pesquisas com os resultados obtidos.

## 2. Metodologia

### 2.1. Parâmetros Orbitais e Simulação da Missão

Para os parâmetros orbitais determinou-se a altitude de órbita de 650 km como referência da altitude de apogeu do veículo lançador brasileiro VS-40 (IAE/FAB, 2019). Assim, a partir da teoria dinâmica e da percepção que a força gravitacional que varia com o inverso do quadrado da distância entre objetos e interação entre si (MARQUES, 2017), foi utilizada a terceira Lei de Kepler para órbita circulares.

Para a simulação da missão foi utilizado o *Systems Tool Kit (STK)*, versão 12.1, *software* para simulação de fenômenos físicos (multifísico) da *Analytical Graphics (AGI)*, 2021). O Polo da UNIVESP de Diadema (-23,6863 e -46,6084) foi escolhido como o centro de comunicação com o satélite.

### 2.2. Estrutura do CubeSat Univesp.1 e Subsistema de Energia Elétrica

O subsistema foi instalado em estrutura modular padronizada, de acordo com formato padrão “1U” (CHIN et al., 2008). Os materiais e equipamentos para a montagem do protótipo foram



selecionados para serem resistentes nas faixas extremas de temperatura, região de baixa órbita terrestre (LEO) entre -33 a 40 °C (AOUDECHE et. al, 2018).

O escopo do protótipo foi limitado ao sistema de carregamento das baterias com utilização de painéis solares e baterias de lítio. Cada placa solar de 70 x 37 mm com área de 2.590 mm<sup>2</sup> foram ligadas em paralelo, permitindo redundância no sistema, constituídas de silício policristalino (AK80X45, fabricado por BUHESHUI), com especificações de 5,5 V, 75 mA e 0,42 W, com faixa de operação entre -55 a 125 °C. Na saída de energia de cada uma das placas foi inserido um diodo retificador (1N5819) para manter o fluxo de corrente apenas na direção das baterias. Assim, a tensão das placas fotovoltaicas foi reduzida em 0,7 V, abastecendo o sistema com 4,8 V.

A bateria selecionada foi de Li-Ion, 4,2 V e 9.800 mAh (SD 18650 fabricado por YBF). Junto de cada bateria foi inserido um circuito de proteção para as baterias Li-Ion (modelo 5A - HX-2S-A2) contra sobrecarga, descarga elétrica, sobrecorrente e curto-circuito. O controle de carga e descarga da bateria apresentou três estágios de detecção, utilizando um transistor de efeito de campo MOSFET (*Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor*) Canal-N (AO4406A), com faixa de temperatura de junção e armazenamento entre -55 a 150 °C (ALHA e OMEGA Semicondutor datasheet). Complementando o sistema foi selecionado um circuito carregador de bateria Li-Ion para sistemas movidos a energia solar (modelo V.1, *Heltec Automation*) baseado no transistor CN3065, um carregador linear de tensão e corrente constantes para baterias de célula única, com faixa de operação entre 4,4 e 6 V em temperaturas de -40 a 85 °C.

### 2.3. Simulador para Órbitas Circulares

O simulador foi desenvolvido utilizando linguagens para plataforma WEB como HTML, CSS e *Javascript*. Além disso, foram utilizadas duas bibliotecas para facilitar a interação com os elementos nativos *jQuery* e *Chart.js*. O *Bootstrap, framework* de CSS, foram utilizados na formatação de página e a biblioteca nativa *Math* do *Javascript*.

## 3. Resultados e Discussão

### 3.1 Parâmetros Orbitais e Simulação da Missão

A partir da Terceira Lei de Kepler, relacionadas com as leis inerciais e gravitacionais de Newton para órbitas circulares (HYNECCEK, 2010; MARQUES, 2017), temos a Eq. 1.

$$GM = \frac{4 \times \pi \times a^3}{T^2} \quad \text{Eq. (1)}$$

Onde:

$T$  é período orbital;  $GM$  é a constante gravitacional da Terra  $0,39860 \times 10^6 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}$  (WILLIAMS, 2020);  $a$  é o semieixo maior de 6.378,137 km (WILLIAMS, 2020).

A massa do CubeSat foi insignificante perto da massa da Terra e não precisou ser considerada, mas a altitude de órbita ( $A$ ) foi adicionada no raio equatorial ( $a = r + A$ ) para



formar o “semieixo maior”, desta forma, para calcular o T reescrevemos a equação como apresentado na Eq. 2.

$$T = 2 \times \pi \times \sqrt{\frac{a^3}{GM}} = 2 \times \pi \times \sqrt{\frac{(6.378,137 \text{ km} + 650 \text{ km})^3}{0,39860 \times 10^6 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}}} = 97,7 \text{ min} \quad \text{Eq. (2)}$$

A partir do período orbital foi possível estabelecer como requisito, que subsistema de baterias pode suportar, aproximadamente 5.380 carregamentos no período de 1 ano.

O período orbital foi utilizado para calcular a velocidade angular ( $va$ ), informação que foi utilizada para o cálculo da inclinação orbital apresentado na Eq. 3.

$$n = \text{velocidade angular} = \frac{2\pi \text{ rad}}{97,7 \text{ min}} = \frac{2\pi \text{ rad}}{5862 \text{ s}} = 0,001071850104 \text{ rad s}^{-1} \quad \text{Eq. (3)}$$

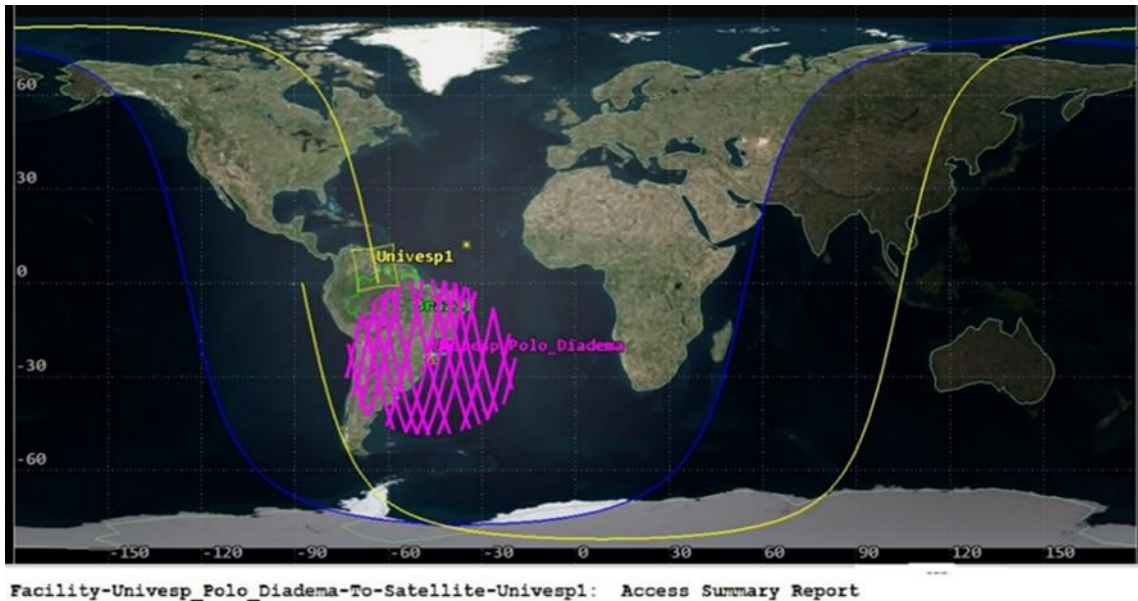
A inclinação orbital desejada foi obtida por meio do cálculo da precessão nodal do satélite (GRAÇA, 2014). Para um satélite em uma órbita progressiva ao redor da Terra, a precessão é para oeste (regressão nodal), de forma que o satélite se move em direção oposta ao corpo que orbita de acordo com a equação (4).

$$\omega p = -\frac{3}{2} \times \frac{R^2 \times J}{a^2(1-e^2)^2} \times n \times \cos(i) \approx \frac{1^\circ}{\text{dia}} (0,9856473) \approx 1,9191 \times 10^{-7} \text{ rad s}^{-1} \quad \text{Eq. (4)}$$

Onde:

$\omega p$  é a taxa de precessão nodal para a Terra do 1º dia<sup>-1</sup> de  $-1,9191 \times 10^{-7} \text{ rad x s}^{-1}$  (GRAÇA, 2014);  $R$  é o raio equatorial do planeta de 6.378.137 m (SANDWELL, 2002);  $J$  é o fator de forma dinâmico para a Terra de  $1,08262668 \times 10^{-3} \text{ rad x s}^{-1}$  (SANDWELL, 2002);  $n$  é a velocidade angular de  $0,001071850104 \text{ rad x s}^{-1}$  (Os Autores, 2021);  $A$  é a altitude orbital de 650.000 m (Os Autores, 2021);  $a$  é o Semieixo maior da órbita do satélite (A+R) de 7.038.137 m (Os Autores, 2021);  $e$  é a excentricidade teórica do satélite em órbita circular igual a 0.

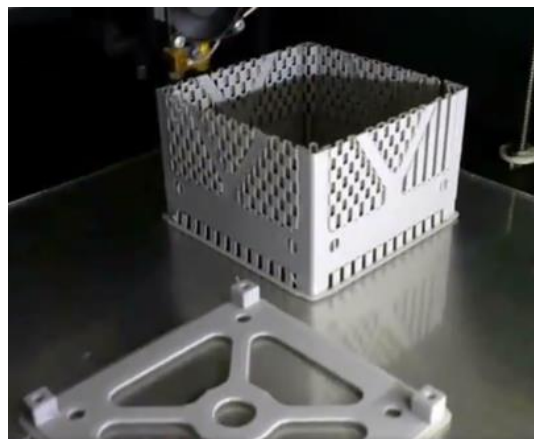
A posição do centro de comunicação foi importante na simulação, pois foi possível identificar o momento exato da comunicação. E, assim, planejar quando os dados coletados do subsistema de carga útil, transmitirá essas informações para a base. A posição do sol foi adicionada para ser obtida o período total de luz solar e eclipse. Na imagem da simulação 2D (Figura 1), pode ser visualizada a órbita do CubeSat (linha amarela), passagem pelo território brasileiro com altitude de 650 km, inclinação de 98° e períodos de eclipse (regiões mais escuras).



**Figura 1 – Imagem do cenário de simulação 2D elaborado na plataforma STK, identificando os períodos de passagem do CubeSat sobre o Polo de Diadema da UNIVESP. [Fonte: Os autores]**

### **3.2. Estrutura do CubeSat Univesp.1 e Subsistema de Energia Elétrica**

No projeto, para fins didáticos, foi realizado a impressão 3D da estrutura de um CubeSat em Acrilonitrila Butadieno Estireno (ABS) (Figura 2) com arestas/trilhos fixos, formando as faces.



**Figura 2 – Imagem do protótipo CubeSat Univesp.1. [Fonte: Os autores]**

Como os subsistemas para o CubeSat Univesp.1 não estão todos desenvolvidos, para a especificação da demanda de energia utilizamos como referência as demandas especificadas no KUFAT, da Universidade de Kufa, Iraque (OSMAN, 2012).



Nas estimativas de demanda de energia foi considerado o modo de operação com todos os subsistemas ligados com potência de 4,5 W para determinarmos o número de painéis solares pelo CubeSat Univesp.1.

O EPS deve fornecer energia contínua para os subsistemas durante 64,6 min., por meio de placas solares (equivalente a 66,1% do período orbital de 97,7 min.) e durante 33,1 min. por meio de baterias (33,9% do período orbital). Nestas condições o EPS poderá fornecer apenas 40% da carga de bateria por ciclo de recarga (GRAÇA, 2014) e este parâmetro deve ser utilizado como referência para consumo máximo durante o período em eclipse. Assim, considerando a demanda de 4,5 W, uma tensão nominal 4,2 V para as baterias, e um período de eclipse de 33,9%, o subsistema foi configurado para demanda máxima de 2.679 mAh utilizando a equação 5 (GRAÇA, 2014).

$$C = \frac{P \times \Delta t}{40\%} = \frac{4,5 \text{ W} \times \Delta t}{4,2 \text{ V} \times 40\%} = 2.679 \text{ mAh} \quad \text{Eq. (5)}$$

Onde:

P é a potência; V é a tensão nominal;  $\Delta t$  é o tempo.

O número de baterias necessárias para o sistema foi calculado de acordo com a equação 6 (GRAÇA, 2014).

$$\text{Número de baterias} = \frac{2.679 \text{ mAh}}{9800 \text{ mAh}} = 0,273 \text{ ou seja, 1 bateria} \quad \text{Eq. (6)}$$

Consideramos que 50% da área do CubeSat permanece em eclipse, ou em oposição a luz solar, com área total de 0,1295 m<sup>2</sup>. A potência gerada pelo EPS é proporcional a eficiência, irradiação e área das placas solares (AOUDECHE et. al, 2018). Os ângulos de incidência da luz solar foram de 45° (para  $\beta$  e  $\nu$ ) apenas para fins de simplificação (GRAÇA, 2014). Assim, a área de irradiação solar foi calculada de acordo com a equação 7.

$$A_i = 2 \times A_0 \times \cos(\beta) \times \sin^2(\nu) = 0,09851 \text{ m}^2 \quad \text{Eq. (7)}$$

Onde:

$A_i$  é a de incidência de irradiação solar;  $A_0$  é a área total;  $\beta$  é o ângulo do satélite sobre ele mesmo 45°;  $\nu$  é a anomalia verdadeira do satélite 45°.

Considerando a potência do sol na região de LEO como 1.353 W m<sup>-2</sup> podemos concluir que a eficiência mínima ( $n_{sc}$ ) esperada para as placas solares foi de 3,37%, de acordo com a equação (8).

$$P = P_{sun} \times n_{sc} \times A_i \rightarrow 4,5 = 1353 \text{ W} \times n_{sc} \times 0,09851 \text{ m}^2 \rightarrow n_{sc} = 3,37\% \quad \text{Eq. (8)}$$





Onde:

$P_{sun}$  é a potência do sol;  $n_{SC}$  é a eficiência mínima;  $A_i$  é a área de irradiação solar.

A proporção, do período durante o qual o satélite permanecerá sob o sol pode ser calculada (GRAÇA, 2014) de acordo com a equação 9:

$$\frac{t_{Luz\ Solar\ Total}}{T} = \frac{\pi + 2\arccos\left(\frac{r}{a}\right)}{2\pi} = \frac{\pi + 2\arccos\left(\frac{6378,137\ km}{7028,137\ km}\right)}{2\pi} \rightarrow \frac{t_{Luz\ Solar\ Total}}{T} = \frac{180 + 2\arccos(0,9075)}{360} = \frac{180 + 49,6757}{360} = 0,6379 \quad \text{Eq. (9)}$$

Onde:

$r$  é o raio equatorial da terra de 6.378,137 km;  $A$  é a altitude orbital do CubeSat;  $a$  é  $r + A$  sendo o raio equatorial do CubeSat de 7028,137 km;  $T$  é o período orbital de 97,7 min.

O valor de exposição a irradiação solar encontrado no cálculo (63,79%) foi considerado próximo do valor encontrado na simulação realizada pela plataforma STK (66,1%) e acima de 59%, valor esperado para as missões em órbita baixa, LEO (EARTH'S THERMAL ENVIRONMENT, 2019).

Considerando o período orbital de 97,7 min. e o valor obtido de exposição a luz solar na simulação na plataforma STK de 63,59%, por ser mais restritivo, as placas solares poderiam recarregar as baterias em cada ciclo por 62,12 min., e as baterias manter o sistema por 35,58 min.

O protótipo ficou operacional e capaz de carregar as baterias de lítio (Figura 3). A estimativa de demanda de energia das baterias do CubeSat Univesp.1 foi de 1.478 mAh, utilizadas durante os 36 min. em que se encontrará na região de eclipse. Para que o sistema seja capaz de carregar as baterias durante os 61,7 min. em exposição de luz solar, as placas solares precisariam ser redimensionadas para modelos de aproximadamente 500 mA. Ainda assim, o projeto foi eficaz em ajudar a consolidar os conceitos de desenvolvimento do subsistema de energia elétrica. A abordagem utilizada foi baseada no dimensionamento das fontes de energia e no armazenamento da energia obtida. Uma alternativa de configuração poderia ser a utilização de duas células da bateria em paralelo.

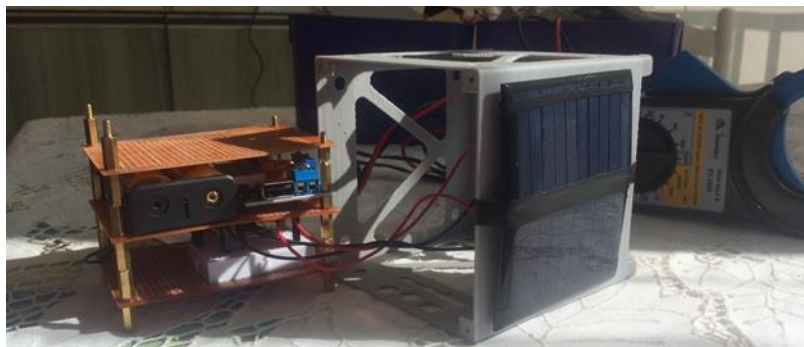


Figura 3. Imagem do protótipo EPS conectado a estrutura 1U. [Fonte: Os autores]



### 3.3. Simulador para Órbitas Circulares

O desenvolvimento do simulador orbital considerou a sua disponibilização na rede pública de computadores (WEB), considerando a “altitude de órbita” como elemento chave para a definição das demais características de missões em órbitas circulares na região LEO. Para isso, todas as fórmulas matemáticas identificadas neste trabalho foram utilizadas no desenvolvimento do simulador, apresentado nas imagens das Figuras 4-5 e hospedado no endereço <http://cubesat-univesp.engenharia.ws/>.



Figura 4 - Imagem da página de abertura do simulador orbital UNIVESP. [Fonte: Os autores]

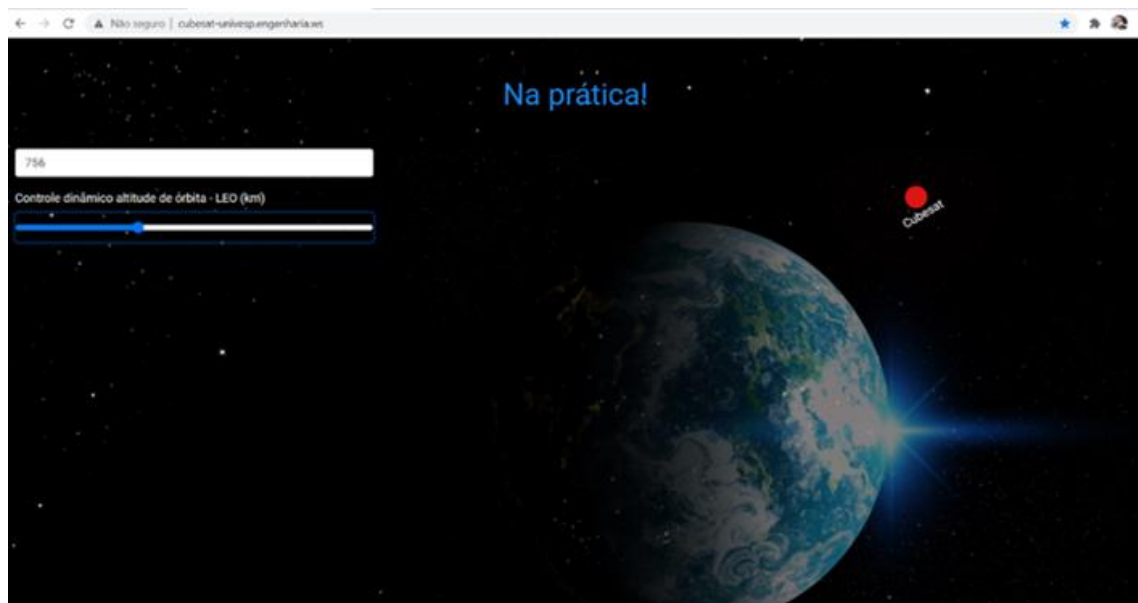


Figura 5 - Imagem da área de alteração da altura de órbita do satélite. [Fonte: Os autores]





#### 4. Conclusão

Os dados indicaram que a altitude de órbita deve ser adicionada ao raio equatorial formando o semieixo maior para calcular o período orbital possibilitando estabelecer o requisito que o subsistema de baterias deve suportar, aproximadamente 5.380 carregamentos em um período de um ano. A simulação orbital do CubeSat realizada na plataforma STK permitiu a realização de uma comparação entre os resultados obtidos com os simulados e identificar o momento exato onde a comunicação com o satélite é possível. Na data de 25 de abril de 2021 entre 13h47 e 14h11 houve maior tempo de observação em 1.441 segundos, devido a maior incidência de luz solar. O planejamento do subsistema de potência e a abordagem utilizada foi baseada no dimensionamento das fontes de energia e no armazenamento da energia obtida. O protótipo do subsistema apresentou-se operacional com capacidade de carregar as baterias de lítio, mas para a realização da estimativa de 5.380 carregamentos previstos para uma missão de duração de um ano. Observamos que é necessário a substituição das placas solares por células mais eficientes, de forma a atender a demanda de energia de 1.478 mAh no período de eclipse de 36 min. Demonstrou-se a elaboração do protótipo de um sistema de energia com baixo custo onde os conceitos estudados de física, cálculo e eletrônica, foram aplicados. A partir dos dados estudados e utilizados ao longo do trabalho foi possível o desenvolvimento de um simulador de órbitas circulares a partir da “altitude de órbita” como informação chave para a definição das demais características de missões em órbitas circulares na região LEO. O simulador de órbitas circulares foi disponibilizado na WEB para que outros estudantes ou pesquisadores possam ter acesso e possam comparar com os dados de suas próprias missões. Para isso, todas as equações identificadas neste trabalho foram utilizadas no desenvolvimento deste simulador.

#### Referências

- AGI (Analytical Graphics, Inc). Systems Tool Kit (STK). USA, 2021, Disponível em: <https://www.agi.com/products/stk> Acesso em: 12 mar. 2021.
- AOUDECHE, A. et al. Design of a High-Performance Electrical Power System for an Earth Observation Nano-Satellite, Beihang University (BUAA), Beijing, 2018, Disponível em: [https://www.researchgate.net/publication/329855332\\_Design\\_of\\_a\\_High\\_Performance\\_Electrical\\_Power\\_System\\_for\\_an\\_Earth\\_Observation\\_Nano-Satellite](https://www.researchgate.net/publication/329855332_Design_of_a_High_Performance_Electrical_Power_System_for_an_Earth_Observation_Nano-Satellite) Acesso em: 10 mar. 2020.
- CHIN, A. et al. CubeSat: The Pico-Satellite Standard for Research and Education. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2008-7734> Acesso em: 25 mar. 2021.
- Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats’ Success. AIAA 6th Responsive Space Conference. RS6-2008-4006.2008. Disponível em: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.559.7055&rep=rep1&type=pdf>. Acesso em: 24 fev. 2021.
- EARTH'S THERMAL ENVIRONMENTS. Thermal Environments JPL D-8160. K&K Associates. 2008. Disponível em < <http://www.tak2000.com/data/planets/earth.htm> Acesso em: 25 mar. 2021.
- GARCIA, J.L. Electric power systems. CubeSat Handbook. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-817884-3.00009-6> 2021.
- GRAÇA, R. Low Earth Orbit Nano Satellite Electrical Power System Design. Instituto Superior Técnico, Lisboa, 2014. Disponível em: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/563345090413315/extended.pdf> Acesso em: 24 fev. 2021.



HYNECCEK, J; Kepler's third law for circular orbits derived in metric theory of gravity; Physics Essays; September 2010. Disponível em: [https://www.researchgate.net/publication/239010668\\_Kepler's\\_third\\_law\\_for\\_circular\\_orbits\\_derived\\_in\\_metric\\_theory\\_of\\_gravity](https://www.researchgate.net/publication/239010668_Kepler's_third_law_for_circular_orbits_derived_in_metric_theory_of_gravity) Acesso em: 21 mar. 2021.

IAE/FAB – INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO DA FORÇA AÉREA BRASILEIRA. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, 2019. Veículo Suborbital VS-40. Disponível em: <https://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/menu-vs-40> Acesso em: 18 abr. 2021.

KONECNEY, G. Small satellites – a tool for earth observation? Invited Paper: Commission IV. Institute of Photogrammetry and GeoInformation, University of Hannover, Nienburger Str. 1, D-30167 Hannover, Germany, phone: +49-511-762-2487; fax: +49-511-762-2482; konecny@ipi.uni-hannover.de. 2014.

MARQUES, G. C. Dinâmica do Movimento dos Corpos – Aspectos Gerais e as Leis de Kepler. USP/UNIVESP, São Paulo, ministrada em 2017.

MATTOS, E. et al. Análise e projeto de um subsistema elétrico de potência distribuído de arquitetura empilhada para CubeSat. Eletrôn. Potên., Campo Grande, v. 22, n. 3, p. 310-318, jul./set. 2017.

OSMAN, I.T. Design and Implementation of EPS (Electrical Power System) of a Cubesat, University of Khartoum; Cartum, Sudan; September 2012. Disponível em: <https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.1032.5750&rep=rep1&type=pdf> Acesso em: 25 mar. 2021.

Programa NanoSat da Universidade da Força Aérea dos EUA. Disponível em: [https://stringfixer.com/pt/Air\\_Force\\_Weapons\\_Laboratory](https://stringfixer.com/pt/Air_Force_Weapons_Laboratory) Acesso em: 22 jun. 2021.

ROGERS, A.Q.; SUMMERS, R.A. Creating Capable Nanosatellites for Critical Space Missions. JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, v. 29, n. 3, 2010.

ROLA, M.; VIEIRA, L. Desenvolvimento Conceitual do Sistema de Potência do Cubesat. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, 2014. Disponível em: <http://mtc-m21c.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m21c/2020/07.09.20.15/doc/Marcelo%20Coletto%20Rola.pdf?metadataarepository=sid.inpe.br/mtc-m21c/2020/07.09.20.15.03&mirror=urllib.net/www/2017/11.22.19.04.03> Acesso em: 24 fev. 2021.

SANDWELL, D. The Gravity Field of the Earth - Part 1. University of California – San Diego, 2002. Disponível em: [https://topex.ucsd.edu/geodynamics/14gravity1\\_1.pdf](https://topex.ucsd.edu/geodynamics/14gravity1_1.pdf) Acesso em: 03 abr. 2021.

SLONGO, L.K. et al. Energy-driven scheduling algorithm for nanosatellite energy harvesting maximization. Acta Astronautica, v. 147, p. 141–151, 2018.

WILLIAMS, D.R. Earth Fact Sheet - Bulk parameters, NASA Goddard Space Flight Center, Estados Greenbelt/MD, Estados Unidos da América, 2020. Disponível em: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/earthfact.html> Acesso em: 21 mar. 2021.