



# Derivação de requisitos para o projeto de um Veículo Lançador de CanSat (VLC) por meio de uma abordagem de Engenharia de Sistemas

Victor Henrique Santos Soares<sup>1</sup>, André Ferreira Teixeira<sup>2</sup>, Marcos Tomio Kakitani<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Discente de Graduação do curso de Engenharia Mecatrônica.  
Universidade Federal de São João del-Rei, Ouro Branco, MG, Brasil

<sup>2</sup>Discente de Doutorado em Engenharia Elétrica.  
Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, Brasil

<sup>3</sup>Depto das Engenharias de Telecomunicações e Mecatrônica - DETEM.  
Universidade Federal de São João del-Rei, Ouro Branco, MG, Brasil

victorsantossoaresh@gmail.com

---

**Resumo.** Atualmente existe uma demanda em competições de pequenos satélites a respeito da preparação e teste em voo dos subsistemas das equipes, principalmente quando se trata de CanSats, visto que estes artefatos educacionais são lançados a uma altura de aproximadamente 40 metros em competições como o CubeDesign. Sendo assim, usando uma abordagem de engenharia de sistemas, sua interdisciplinaridade e de forma colaborativa, busca-se com este trabalho derivar uma grande árvore de requisitos para o projeto de um Veículo Lançador de CanSats (VLC) de baixas altitudes. O método utilizado abrange análises como: análise da missão; do processo de ciclo de vida; de stakeholders; até a análise de requisitos. Foi possível neste trabalho derivar um documento detalhado de requisitos que buscou satisfazer a maioria dos stakeholders, que auxiliará no futuro na fabricação, montagem, integração, teste e operação do VLC. A aplicação de técnicas de Engenharia de Sistemas para produtos complexos se mostrou eficaz.

---

**Palavras-chave:** Engenharia de Sistemas; Engenharia de Requisitos; CanSat; Derivação de Requisitos.

## 1. Introdução

Engenharia de Sistemas (ES) é uma abordagem interdisciplinar e colaborativa que analisa de forma sistêmica a derivação de requisitos, desde a etapa inicial de projeto até a última etapa do ciclo de vida de um produto dito complexo. A complexidade de um produto ou sistema, no setor espacial, por exemplo, apresenta algumas características importantes: os produtos exigem alta qualidade, confiabilidade, possuem muitos interessados/*stakeholders*<sup>1</sup>, muitas funcionalidades, muitos requisitos e seus processos de fabricação são complicados; características estas que

---

<sup>1</sup> Principais interessados e/ou afetados direta ou indiretamente por uma missão ou projeto, podendo ser somente pessoas ou organizações de pessoas.



justificam o uso de uma abordagem de gerenciamento de projetos diferente da convencional (CRISTOBAL, 2017). Assim, as técnicas de ES contribuem para a derivação de uma solução equilibrada ao longo de todo o ciclo de vida, visando atender a maioria das expectativas dos *stakeholders* (LOUREIRO, 1999). Com isso, todas as variáveis envolvidas num produto espacial complexo são decompostas por um processo de análise sistemática, que começa a partir das necessidades iniciais dos *stakeholders*, a seguir essas necessidades são derivadas em requisitos e funcionalidades, chegando então a apresentar candidatos à implementação (LOUREIRO, 2018). A elaboração de missões espaciais/satelitais por meio de uma abordagem de engenharia de sistemas pode ser encontrada em (TEIXEIRA et al., 2020) e (SILVA et al., 2019), onde são derivados requisitos por meio de técnicas de ES até a fase de implementação. A análise de requisitos é responsável pelo entendimento profundo das necessidades dos *stakeholders* de um sistema. Nessa análise, as necessidades são interpretadas e transformadas em parâmetros mensuráveis por meio de processos iterativos. Os principais atributos de um requisito conciso são: rastreabilidade, verificabilidade, não ambiguidade e viabilidade. Além disso, são definidos os critérios de aceitação e métodos de validação, onde os requisitos são transformados em especificações do sistema.

CanSat, do inglês *Can-Satellite* é considerado um picossatélite<sup>2</sup> com uma massa de 0,1 a 1,0 kg e possui um formato cilíndrico peculiar de uma lata de refrigerante, por exemplo. É em sua maioria uma miniaturização e/ou uma simulação de um satélite real (ESA, 2018), possuindo vários subsistemas miniaturizados integrados em um volume e dimensão que podem variar de padrão. As principais diferenças deste tipo de satélite em formato de lata para os demais pequenos satélites, como por exemplo os CubeSats<sup>3</sup>, são basicamente sua geometria, sua altitude de operação, o tempo de missão e como são lançados. Os *CanSats* geralmente são artefatos que realizam voos suborbitais, ou seja, não realizam uma revolução orbital completa e com isso retornam ao planeta após alguns minutos de experimentos em microgravidade. Estes picossatélites são lançados por foguetes de sondagem, como o SONDA I, primeiro foguete de sondagem brasileiro que muito contribuiu para seu programa espacial (PALMEIRO, 2017). Ambos os padrões CanSat e CubeSat são bastante utilizados no meio educacional devido a sua relativa baixa complexidade e custo. Programas educacionais baseados em princípios aeroespaciais se tornaram uma forma muito inspiradora de implementação da educação STEM (Ciência, Tecnologia, Engenharia e Matemática) nas escolas e universidades (ORTIZ et al., 2020).

Por meio de uma abordagem competitiva para inserção de projetos de pequenos satélites na América Latina, concebeu-se com pioneirismo no Brasil e na América Latina (SANTOS et al., 2019) uma competição de desenvolvimento de pequenos satélites denominada CubeDesign<sup>4</sup>, idealizada frente a necessidade de aproximação da sociedade ao tema espacial (SANTOS et al., 2018), visando uma popularização do uso de satélites e as tecnologias envolvidas em seus subsistemas, assim como contribuir para o desenvolvimento extensivo em

---

<sup>2</sup> O termo picossatélite ou picosat é utilizado para classificar quanto à massa um satélite artificial miniaturizado e é considerado uma subcategoria de pequenos satélites.

<sup>3</sup> Considerado um nanossatélite em formato de cubo com 10 cm de aresta e até 10 kg.

<sup>4</sup> <http://www.inpe.br/cubedesign/2020-v1/>



áreas-chaves do Programa Espacial Brasileiro (PEB) (SANTOS, 2018). Dessa maneira a competição possui aspectos importantes, como despertar interesse e engajar a sociedade com as atividades espaciais, treinar e desenvolver recursos humanos, solucionar problemas com propostas criativas que atendam aos requisitos estabelecidos e desenvolvendo protótipos de pequenos satélites, como o CanSat desenvolvido em (OGATA et al., 2019). Na categoria CanSat, o desafio para os participantes é montar, integrar e testar, do inglês *Assembly, Integration and Testing*, todos os principais subsistemas encontrados em um satélite, como EPS (*Electrical Power System*), TT&C (*Telemetry, Tracking and Command*), OBC (*On-board Computer*) e a carga útil (englobando vários sensores) neste volume mínimo em formato cilíndrico. O CanSat é então lançado a uma altitude de aproximadamente 32 metros (2º CUBEDESIGN, 2019) por um lançador, como em (NONO et al., 2019), e sua missão começa: realizar medições como altura e dados do ambiente e conseguir um pouso seguro. O principal objetivo da categoria CanSat é simular o processo de ciclo de vida de um artefato espacial, o lançamento, a reentrada e a recuperação da carga útil, além de oferecer uma oportunidade única para os alunos terem uma primeira experiência prática de um projeto espacial.

Sendo assim, observa-se a necessidade específica de se obter um projeto robusto de um veículo lançador de CanSat (Figura 1a) para uso tanto por equipes de competição para validação e testes de seus *CanSats* para competirem no Cubedesign, como também para testes de sensores e toda a eletrônica desenvolvida pelo grupo NoizOrbita (Figura 1b), visando uma ferramenta para testes para módulos de comunicação, recebimento de telemetrias e envio de telecomandos. Este trabalho propõe então elencar os principais requisitos e formular um documento de requisitos para um veículo lançador de CanSat que satisfaça a maioria das necessidades dos principais *stakeholders*.



Figura 1. (a) Patch da missão VLC e (b) Logotipo da equipe de competição, pesquisa e extensão em nanossatélites da UFSJ. Fonte: os autores.

## 2. Metodologia

A metodologia utilizada foram as técnicas de Engenharia de Sistemas: análise da missão (identificando *stakeholders*, metas e objetivos, cenários operacionais); processo de ciclo de vida (desmembrando em cenários mais relevantes); análise de *stakeholders* (listando preocupações, analisando medidas de efetividade); e concluindo na análise de requisitos (escrevendo e elaborando um documento de requisitos), conforme ilustrado na Figura 2.



Figura 2. Parte da metodologia de Engenharia de Sistemas utilizada. Fonte: os autores.

### 3. Resultados e Discussão

Como primeiro passo, foi preciso identificar uma necessidade, ou seja, o sistema deverá resolver um problema ou um conjunto de problemas. Neste caso, foi observado que a equipe NoizOrbita necessita de um veículo/sistema para apoio na realização de testes em voo (baixas altitudes) de suas tecnologias de nanossatélites. Com isso, é possível declarar a missão: Missão de desenvolvimento de um Veículo Lançador de *CanSats* - VLC de baixas altitudes.

Assim, com a missão estabelecida, foram identificados os principais *stakeholders* iniciais, ou seja, os afetados direta ou indiretamente, apresentados na Tabela 1:

Tabela 1. Principais *stakeholders*. Fonte: os autores

<i>Stakeholders</i>	ID
Equipe NoizOrbita, por meio de suas várias divisões que irão desenvolver e operar o veículo	STK1
UFSJ, que apoiará o projeto e fornecerá apoio técnico de professores e alunos	STK2
Equipes de competição de <i>CanSats</i> em geral, que poderão reproduzir o projeto para testes de seus artefatos	STK3
CubeDesign, que poderá explorar as capacidades do sistema em suas competições	STK4
Fornecedores de componentes eletrônicos COTS ( <i>Commercial Off-The-Shelf</i> )	STK5
Comunidade científica em geral, por meio de geração de patentes e produções científicas	STK6

Identificados os principais interessados da missão foi possível detalhar, a partir deles, as metas e objetivos iniciais da missão. Nesta etapa é importante haver uma constante conversa com os *stakeholders* para essa coleta de dados. A Tabela 2 apresenta as metas e objetivos derivados dos principais interessados, além disso, a rastreabilidade também pode ser observada. Já a Tabela 3 apresenta as Medidas de Efetividades (MoE), ou seja, formas de se verificar se as necessidades dos *stakeholders* foram atendidas, por meio de estratégias de qualificações, critérios de aceitação, verificação e rastreabilidade (importante se houver qualquer alteração nas camadas mais abaixo).



Tabela 2. Metas e objetivos dos *stakeholders*. Fonte: os autores

Metas	Objetivos
<b>OBJ1.</b> O sistema deve ser de baixo custo de desenvolvimento.	<b>OBJ1.1</b> O sistema deve ser concebido com 100% de componentes COTS.
	<b>OBJ1.2</b> O custo de desenvolvimento não deve ultrapassar o orçamento disponível de R\$200,00 reais.
	<b>OBJ1.3</b> A estrutura do sistema deve ser composta de pelo menos 70% de material reciclável.
<b>OBJ2.</b> O sistema deve possuir subsistemas com alta confiabilidade de operação.	<b>OBJ2.1</b> O sistema deve obter certificação de taxa de sucesso de lançamento de não menos que 95%.
	<b>OBJ2.2</b> O sistema deve possuir redundância quente nos principais sensores e atuadores.
	<b>OBJ2.3</b> O sistema deve garantir um pouso seguro.
<b>OBJ3.</b> O sistema deve ser facilmente recuperado após a realização de sua missão.	<b>OBJ3.1</b> O sistema deve ser capaz de sinalizar sua posição ao pousar.
	<b>OBJ3.2</b> O sistema deve possuir um sistema de pouso seguro.
	<b>OBJ3.3</b> O sistema não deve sofrer danos catastróficos provenientes do pouso.
<b>OBJ4.</b> O sistema deve possuir um sistema de controle durante o voo.	<b>OBJ4.1</b> O sistema deve possuir um sistema de controle durante sua descida e pouso.
<b>OBJ5.</b> O sistema deve ser capaz de realizar um voo parabólico de forma autônoma.	<b>OBJ5.1</b> O sistema deve ser capaz de levar uma carga útil a não menos que 40 m de altura.
	<b>OBJ5.2</b> O sistema deve operar 100% autonomamente quando em modo de operação normal.
	<b>OBJ5.3</b> O sistema deve se comunicar com a estação terrena.
<b>OBJ6.</b> O sistema deve ser capaz de lançar a carga útil.	<b>OBJ6.1</b> O sistema deve ser capaz de lançar cargas úteis de até 400 gramas.
	<b>OBJ6.2</b> O sistema deve possuir compartimento para compensar a massa da carga útil para lançamentos uniformes.
	<b>OBJ6.3</b> O compartimento de carga útil deve comportar satélites do tipo CanSat (formato de lata).
<b>OBJ7.</b> O sistema deve ser facilmente acoplável.	<b>OBJ7.1</b> O sistema deve ser capaz de receber modificações e <i>upgrades</i> .



Tabela 3. Medidas de Efetividade (MoE). Fonte: os autores

<i>MoE</i>	Estratégia de Qualificação	Critério de Aceitação	Verificação	Rastreabilidade
<b>Custo</b>	Histórico de compras do projeto	Custo total menor ou igual R\$200,00	Análise das notas fiscais de compras do projeto	<b>OBJ1.1</b> <b>OBJ1.2</b> <b>OBJ1.3</b>
<b>Confiabilidade</b>	Estudo de confiabilidade dos subsistemas	Deve operar com uma taxa de falha geral de até 1%	Análises dos resultados de testes de confiabilidade	<b>OBJ2.1</b> <b>OBJ2.2</b> <b>OBJ2.3</b>
<b>Recuperabilidade</b>	Avaliar a integridade do sistema	O sistema deve ser capaz de ser localizado e recuperado com precisão	Testes de recuperabilidade do sistema	<b>OBJ3.1</b> <b>OBJ3.2</b> <b>OBJ3.3</b>
<b>Controle de voo</b>	Análises visuais do sistema em voo	Deve ser capaz de realizar o pouso em local seguro em pelo menos 90% dos lançamentos	Testes de lançamentos com análises visuais da rota de pouso	<b>OBJ4.1</b>
<b>Operacionalidade</b>	Estudos da funcionalidade de todos os subsistemas	Deve ser capaz de cumprir a missão proposta	Testes em bancada e de voo do sistema	<b>OBJ5.1</b> <b>OBJ5.2</b> <b>OBJ5.3</b>
<b>Capacidade de carga útil</b>	Verificar o volume da coifa e alcance do voo	Deve acomodar satélites do tipo CanSat	Testes visuais de integração da carga útil à coifa	<b>OBJ6.1</b> <b>OBJ6.2</b> <b>OBJ6.3</b>
<b>Modularização</b>	Estudo da facilidade de acoplamento	Não deve comprometer mais de uma interface	Montagem e integração	<b>OBJ7.1</b>



Com base nas MoE, metas e objetivos, foram elencadas algumas capacidades e restrições dos sistemas atuais e o sistema proposto neste trabalho. Na Tabela 4 são apresentados os conceitos básicos dos cenários operacionais de como é feito o lançamento de *CanSats* educacionais atualmente “*as is*” e o cenário de como deverá ser feito “*to be*”.

**Tabela 4. Sistemas atuais de lançamento de *CanSats* e a proposta a ser implementada. Fonte: os autores**

Como é feito atualmente “ <i>As is</i> ”	Como será feito (proposto) “ <i>To be</i> ”
<p>Existem duas maneiras já testadas de se enviar <i>CanSats</i> (educacionais) em baixas altitudes (32m) atualmente:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>- Bazuca (NONO et al., 2019): Dispositivo que utiliza canos PVC de alta resistência e ar pressurizado. O <i>CanSat</i> é alocado no interior do cano e o mesmo é ejetado para o alto de forma similar a um projétil. Foi utilizado no 1º CubeDesign em 2018.</li><li>- Foguete de garrafa PET: Foguete que utiliza água pressurizada no interior de uma garrafa PET como forma de propulsão. Existe um espaço para a carga útil. Não possui dispositivo de paraquedas e nenhuma eletrônica embarcada para controle. Foi utilizado no 2º CubeDesign em 2019.</li></ul>	<p>- O sistema proposto visa suprir algumas necessidades e superar algumas restrições dos modelos já existentes. O chamado VLC será capaz de enviar <i>CanSats</i> a alturas de até 40 metros, possuindo baixo custo de desenvolvimento, operação e alta confiabilidade tanto na ejeção da carga útil (<i>CanSat</i>) quanto em sua recuperação (por meio de dispositivos de controle de pouso e paraquedas). O sistema será ainda capaz de se comunicar com uma estação terrena, a fim de enviar telemetrias e receber telecomandos, de forma que, por exemplo, em caso de emergência e perda de controle do artefato, ativar remotamente o dispositivo de controle e/ou paraquedas.</p>

Após identificado o sistema de interesse (VLC), foi elaborado o ciclo de vida do produto (todas as etapas que o produto irá passar, desde projeto até o descarte do mesmo) e desmembrado nos seus cenários mais relevantes. Possibilitando assim antecipar requisitos tanto para produto quanto para organizações. O ciclo de vida do VLC pode ser visto na Figura 3. O documento de requisitos (simplificado) gerado pode ser observado na Tabela 5.

**Figura 3. Análise do ciclo de vida do VLC. Fonte: os autores.**

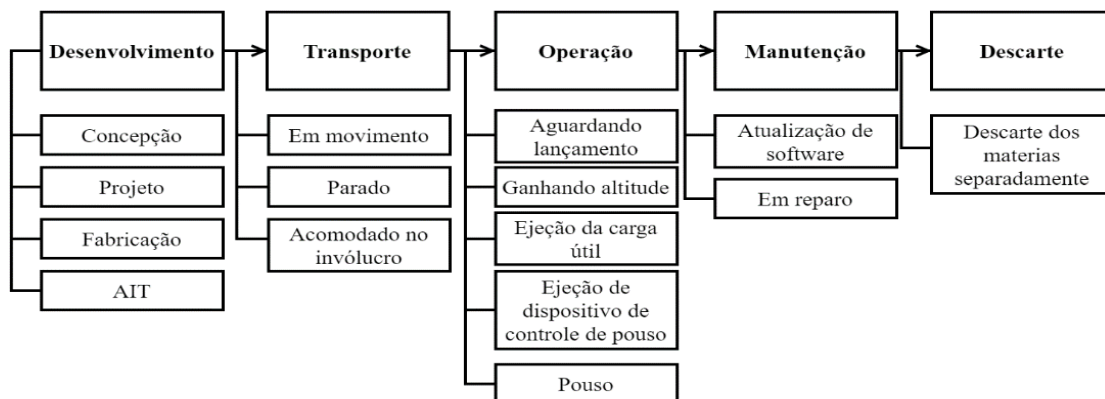




Tabela 5. Documento de requisitos (simplificado). Fonte: os autores

ID	Tipo	Necessidade	Origem	Requisito	Método de verificação	Método de Validação	Texto de verificação	Cumprimento
REQ1	Performance (sistema)	As competições apresentam uma etapa de “fit check” em que são medidos e pesados os artefatos.	STK3 STK4 OBJ6.3	O sistema deve ser capaz acomodar um CanSat não maior que $\varnothing_{ext} = 60 \pm 2$ mm e altura = $120 \pm 2$ mm.	Experimentalmente	Inspeção	Medir o artefato com um paquímetro de precisão de 0,01 mm.	Mandatário
REQ2	Performance (sistema)		STK1 STK3 STK4 OBJ6.3	O sistema deve ser capaz de transportar um CanSat de até $400 \pm 50$ gramas.	Experimentalmente e Modelagem	Teste e Simulação	Realizar testes com vários pesos até obter um limite em gramas.	Mandatário
REQ3	Performance (sistema)	Deve ser alto suficiente para possibilitar uma maior coleta de dados.	STK1 STK3 STK4 OBJ5.1	O sistema deve ser capaz de ejetar um CanSat a uma altura de não menos que $40 \pm 2$ metros.	Experimentalmente	Teste	Constatação por meio do lançamento do artefato.	Mandatário
REQ4	Restrição (stakeholder)	A verba para o desenvolvimento é restrita.	OBJ1.1 OBJ1.2 STK1 STK2	O custo de desenvolvimento não deve ultrapassar R\$200,00 $\pm$ 50 reais	Quantitativamente	Análise	Realização de uma análise de todas as notas fiscais do projeto.	Mandatário
REQ5	Funcional (sistema)	O operador do sistema deve ser capaz de receber dados da saúde do artefato e alterar modos de operação.	STK1 OBJ5.3	O sistema deve ser capaz de estabelecer um <i>uplink</i> (telemetrias) e um <i>downlink</i> (telecomando) com a estação terrena.	Experimentalmente Qualitativamente	Teste e Análise	Teste se o sistema consegue se comunicar em solo e em voo e análise dos dados.	Desejável
REQ6	Performance (sistema)	Há necessidade de recuperar o sistema.	OBJ2.3 OBJ4.1	O sistema deve pousar a uma velocidade não maior que $25 \pm 3$ km/h.	Experimentalmente e Modelagem	Teste e Simulação	Teste se o sistema tem um pouso seguro.	Mandatário





#### 4. Conclusão

Por meio das técnicas de Engenharia de Sistemas, foi possível obter um documento de requisitos claro e conciso. A abordagem multidisciplinar e colaborativa possibilita que várias áreas do conhecimento se conversem, o que torna o trabalho do engenheiro de sistemas fundamental na elaboração de projetos complexos, como é o caso de sistemas espaciais. Foi obtido o projeto de um Veículo Lançador de CanSat (VLC) para baixas altitudes, que será muito útil para os *stakeholders* envolvidos, uma vez que procurou-se satisfazer a maioria de suas necessidades. Como trabalho futuro, o próximo passo é realizar a compra de materiais e componentes, fabricação, montagem, integração e teste do VLC, que será amplamente utilizado pela equipe NoizOrbita.

*Agradecimentos: Este trabalho foi financiado em parte pela CAPES (88887.638852/2021-00).*

#### Referências

- CRISTOBAL, J. R. Complexity of project management. In Santander, Spain: Procedia Computer Science, 121, p.762-766, 2017.
- ESA. What is a CanSat? Disponível em: <[https://www.esa.int/Education/CanSat/What\\_is\\_a\\_CanSat](https://www.esa.int/Education/CanSat/What_is_a_CanSat)>. 2018
- LOUREIRO, G. A system engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products. Ph.D. thesis, Loughborough University, Loughborough, UK, 1999.
- LOUREIRO, G. et al. Lessons learned in 20 years of application of systems concurrent engineering to space products. In Elsevier Ltd, Acta Astronautica 151, 2018, p.44-52. DOI: <<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.05.042>>.
- NONO, D. A.; PEREIRA, M.; BARBOSA, A. L.; JUNQUEIRA, B. C.; TEIXEIRA, A. F.; RODRIGUES, A. C. Requirements elicitation for the bazooka CanSat used in the second CubeDesign. In: Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais, 10 - WETE, São José dos Campos, INPE. **Anais...** On-line. ISSN 2177-3114. 2019. Disponível em: <<http://urlib.net/rep/8JMKD3MGPDW34R/3TTAUJP>>.
- OGATA, V. O.; CONTIERI, D. P.; OLIVEIRA JUNIOR, A. G.; SILVA NETO, L. P. Desenvolvimento de um satélite de pequeno porte do tipo CanSat empregando componentes de prateleira. In: Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais, 10 – WETE. São José dos Campos. **Anais...** INPE, 2019. On-line. ISSN 2177-3114. Disponível em: <<http://urlib.net/rep/8JMKD3MGPDW34R/3TTAT5P>>.
- ORTIZ, J.; MOREIRA, L.; MOREIRA, D.; STALDER, B.; VEGA, J.; KURITA. CanSat pico-satellite building workshop as an effective tool for STEAM education, a case study. 2020.
- PALMEIRO, A. F. Introdução à Tecnologia de Foguetes - São José dos Campos/SP: SindCT. 2017.
- SANTOS, W. A. Experimenting with nanosats and picosats for capacity building in Brazil. In: International Astronautical Congress - IAC, p. 69. Bremen. 2018. Disponível em: <<http://urlib.net/rep/8JMKD3MGP3W34R/3RTQG7A>>.
- SANTOS, W. A.; ASECIO, J. C. R.; BARBOSA, A. L.; BARON, I. F. R.; BURGER, E. E.; CAMARGO, L.; CARDOSO, P. R. B.; PEREIRA, Y. M. D.; JUNQUEIRA, B. C.; JUNQUEIRA, G. C.; HOTT, G.; LEONARDO, J. M. P.; LIMA, J. S. S.; OLIVEIRA, M. M.; MOREIRA, H. J. P.; PEREIRA, M.; NONO, D. A.; RODRIGUEZ, J. E. O.; RODRIGUES, I. P.; SILVA JUNIOR, M. W.; TAVARES, F. O.; TEIXEIRA, A. F.; TENORIO, P. I. G.; TIKAMI, A.; PINEROS, J. O. CubeDesign - A competitive approach for introducing smallsats projects in Latin America. In: 2nd International Academy of Astronautics – IAA, Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems, Buenos Aires. Simpósio, 2019.



SANTOS, W.; ASENCIO, J.; BURGER, E.; CAMARGO, L.; CERQUEIRA, C.; LIMA, J.; MOREIRA, H.; NONO, D.; OLIVEIRA, M.; RODRIGUES, I.; OLIVEIRA, T. F.; TIKAMI, A.; TENÓRIO, P. CubeDesign: A comprehensive competition for space engineering capacity building in Latin America. 2018.

SILVA, I. L.; GENARO, A. F. S.; DAMIÃO, S.; SILVA, J. W.; LOUREIRO, G. Systems concurrent engineering techniques applied to map and monitor the coral reef in the brazilian coast using a satellite mission. In: International Astronautical Congress. v 70.; IAF Space Systems Symposium, Washington, DC. 2019. Disponível em: <<http://urlib.net/rep/8JMKD3MGP3W34R/3U9HLT2>>.

TEIXEIRA, A. F.; SILVA JUNIOR, M. W.; FERREIRA, R. M.; VENANZI, M. V. P.; SWAROSVSKI, F.; JUNQUEIRA, G. C.; LOUREIRO, G. Aplicação de engenharia simultânea de sistemas ao monitoramento de fronteiras terrestres brasileiras utilizando uma missão de constelação de satélites. In: Simpósio de Aplicações Operacionais em áreas de Defesa – SIGE, 2020. Disponível em: <<http://urlib.net/rep/8JMKD3MGP3W34R/43ABBA5>>.

2º CUBEDESIGN. Disponível em: <<http://www.inpe.br/cubedesign/2019/regulamento/cansat.php>>