



1º Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais
18, 19 e 20 de agosto de 2020

Proposta de um CubeSat universitário para desenvolvimento de tecnologias espaciais nacionais

Eduardo Henrique da Silva¹, João Luiz Dallamuta Lopes²

¹Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Cornélio Procópio, PR, Brasil

Aluno de Graduação do curso de Engenharia Eletrônica.

²Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

Aluno de Doutorado do curso de Engenharia e Tecnologias Espaciais - ETE.

ehenriquesilva05@gmail.com

Resumo. *O crescimento expressivo de pequenos satélites na última década gerou oportunidades para novos fornecedores de tecnologias espaciais e modelos de negócios envolvendo essa classe de satélites. No Brasil esta tendência não passou despercebida, com o lançamento de algumas missões destinadas a validação de tecnologias desenvolvidas localmente ou ao desenvolvimento de aprendizado sobre integração e operação de pequenos satélites. O lançamento de CubeSats deve seguir em alta na próxima década e isto é uma oportunidade para desenvolvimento de tecnologias nacionais para esta classe de missão. Este artigo propõe um CubeSat de 2U cuja carga útil são slots para a validação em órbita de subsistemas projetados por universidades e empresas brasileiras que tenham por objetivo competir como fornecedores de tecnologia para este tipo de satélite. Uma arquitetura preliminar de missão é proposta bem como suas expectativas de custos.*

Palavras-chave: CubeSat; Universidades; Desenvolvimento de Tecnologia.

1. Introdução

Um CubeSat é um cubo de 10cm com massa de até 1,33 kg. Iniciado em 1999, o Projeto CubeSat começou como um esforço colaborativo entre o Prof. Jordi PuigSuari na Universidade Politécnica da Califórnia (Cal Poly), San Luis Obispo e o Prof. Bob Twiggs no Laboratório de Desenvolvimento de Sistemas Espaciais da Universidade de Stanford (SSDL). O propósito do projeto é fornecer um padrão para o design de picosatélites para reduzir custos



e tempo de desenvolvimento, aumentar a acessibilidade ao espaço e sustentar lançamentos frequentes. [MEHRPARVAR, 2014].

Entre 1998 e 2019 foram lançadas mais de 1300 missões com massa inferior a 10kg, em sua expressiva maioria missões baseadas no padrão CubeSat. Entre 2020 e 2023 cerca de 1990 missões do mesmo tipo estão planejadas. [KULI, 2020]. A figura 1 ilustra a evolução dos lançamentos de nanosatélites desde 1998. Os dados de 2020 até 2023 são estimativas baseadas em missões em desenvolvimento. Esta estimativa não considera os impactos que a pandemia de COVID-19 pode resultar em calendários de missões.

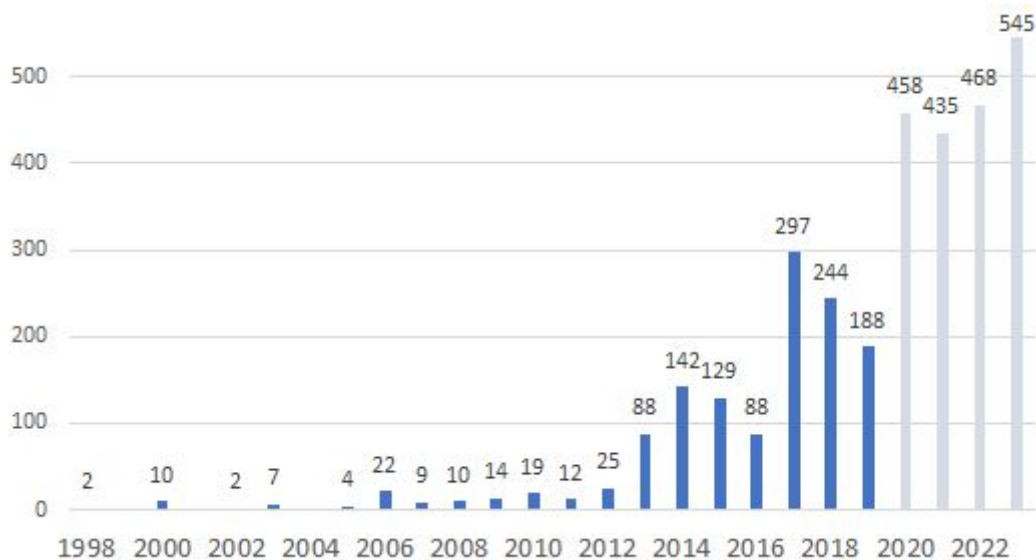


Figura 1. Missões de nanosatélites 1998 - 2023. [Fonte: KULI, 2020]

Os Estados Unidos são indiscutivelmente os precursores da utilização de nanosatélites em missões espaciais, tendo colocado em órbita um total de 473 até o mês de abril de 2017, possuindo um percentual de 76% de todos os CubeSats já lançados. Além disso, são líderes nas contribuições técnico-científicas publicadas em anais de congressos e periódicos. [KREBS, 2017]. Esses números refletem diretamente o nível de investimento do país no setor, fomentando a pesquisa e desenvolvimento (P&D) e gerando benefícios à economia nacional.

O início da inclusão dos CubeSats na frota brasileira se deu em meados de 2014, com o NanoSatC-Br1 sendo o primeiro CubeSat brasileiro a ser enviado ao espaço. Foi desenvolvido pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) em parceria com a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), e sua missão era a validação de tecnologias de circuitos integrados projetados no país, o estudo da Anomalia Magnética do Atlântico Sul e a capacitação e treinamento de estudantes. [VILLELA, 2016]. A tabela 1 mostra todas as missões brasileiras abaixo de 13 kg já lançadas.



Tabela 1. Satélites brasileiros enviados ao espaço. [Fonte: Space Launch Report, www.spacelaunchreport.com; Websites dos projetos]

Satélite	Integrator	Massa	Lançamento	Carga útil	Final da Operação
Dove-OSCAR 17	AMSAT-BR	12,92 kg	1990	Sintetizador de voz	1998
NanoSatC-Br 1	INPE-UFSC	1 kg	2014	Circuitos integrados endurecidos contra radiação	Ativo
AESP-14	ITA	1 kg	2015	Sonda de Langmuir	Falha em órbita
SERPENS	INPE	3 kg	2015	Transponder e um Impulsor de Plasma	2016
Tancredo 1	Escola Tancredo Neves	0,67 kg	2017	Gravador de Voz/ Sonda de Langmuir	2018
ITASAT-1	ITA	8 kg	2018	Experimental Transponder/ 80m camera/ GPS Receiver	Ativo
FloripaSat-1	UFSC	1 kg	2019	Rádio Amador Transponder/ Experimentos FPGA	Ativo

O histórico brasileiro nesta classe de missão demonstra a capacidade e interesse no desenvolvimento de tecnologias nacionais embarcadas na forma de subsistemas e cargas úteis. Este desenvolvimento está concentrado nas universidades e institutos de pesquisas. Porém a capacidade nacional de geração de *spin-offs*, empresas privadas derivadas do desenvolvimento tecnológico, ainda não ocorreu. Este artigo tem como objetivo propor em um nível preliminar uma missão espacial na faixa de 2 kg destinada a demonstração em órbita de subsistemas desenvolvidos por instituições brasileiras governamentais ou privadas, com potencial de geração de produtos comerciais.



2. Metodologia

A metodologia empregada para este trabalho se inicia com uma consulta às referências bibliográficas do tema, quanto a CubeSat, seus ecossistemas industriais, bem como as principais bases de dados sobre esta classe de missão. Situada a importância da pesquisa, um modelo de missão em fase inicial de análise técnica e financeira é proposto, considerando valores de referência encontrados nos trabalhos científicos pesquisados.

3. Resultados e Discussão

O CubeSat proposto neste trabalho contará com uma estrutura 2U (10 x 10 x 20 cm) e será composto por um módulo de serviço, composto pelos subsistemas responsáveis pela operação do satélite, e por um módulo de carga útil, que conterà *slots* para experimentos de validação de tecnologias nacionais. A figura 2 ilustra, por meio de um diagrama de blocos, todos os subsistemas existentes no módulo de serviço do CubeSat sugerido, assim como o módulo de carga útil.

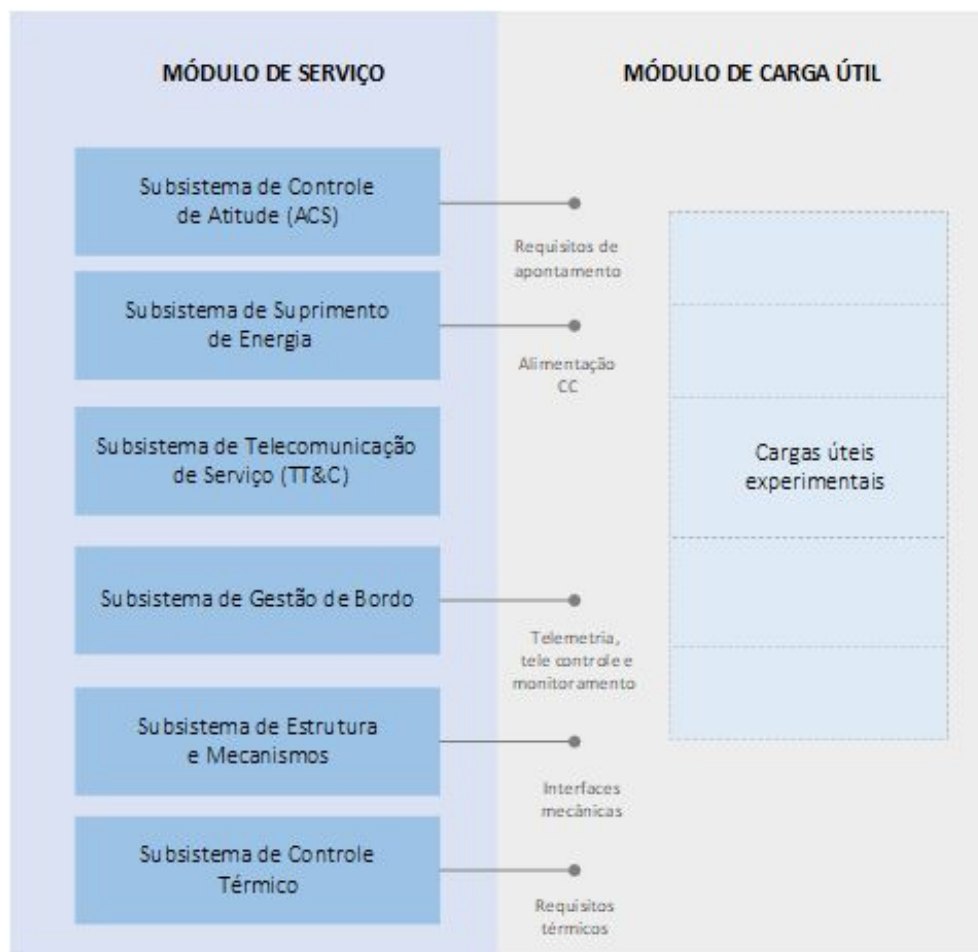


Figura 2. Diagrama de blocos do CubeSat proposto.



Nos tópicos a seguir, cada subsistema e suas respectivas funções são explicados brevemente:

- **Subsistema de Gestão de Bordo:** tem como principal função o gerenciamento e controle das funções do nanosatélite, realizando o processamento e armazenamento dos dados originários dos demais subsistemas. [ALVES, 2019].
- **Subsistema de Telecomunicações de Serviço (TT&C):** tem a função de comunicar a estação terrestre com o CubeSat, transmitindo e recebendo, respectivamente, pacotes de telemetria e de telecomando. [HEUNIS, 2014].
- **Subsistema de Suprimento de Energia:** é responsável por todo o fornecimento, armazenamento e distribuição de energia entre todos os subsistemas. É de importância vital para o nanosatélite pois realiza também a geração de energia, que ocorre geralmente a partir de painéis fotovoltaicos. [PAULA, 2019].
- **Subsistema de Controle Térmico:** é o subsistema responsável pelo controle e gerenciamento da temperatura de todos os componentes que compõem o CubeSat. [GILMORE, 1994].
- **Subsistema de Estrutura e Mecanismos:** comporta todos os subsistemas e garante que nenhuma parte do nanosatélite sofra danos que possam resultar no fracasso da missão, assim como protege os componentes eletrônicos contra a radiação ionizante existente em ambiente espacial. [ADDAIM, 2010].
- **Subsistema de Controle de Atitude:** é fundamental para o alinhamento correto de painéis solares e antenas presentes no nanosatélite, além de ser responsável pelo apontamento de câmeras direcionadas à Terra, quando presentes no CubeSat. [JULIO FILHO, 2019].
- **Carga útil:** este módulo será responsável pela validação de tecnologias espaciais nacionais, que serão inseridas em *slots* do CubeSat para a execução da missão espacial proposta.

O CubeSat proposto terá 1U (seção superior) para o módulo de serviço, onde estarão todos os subsistemas citados anteriormente, e 1U (seção inferior) para a carga útil, composta por tecnologias nacionais a serem validadas em órbita. A figura 3 ilustra o modelo do CubeSat 2U sugerido, desenvolvido na versão de estudante do AutoCAD, *software* utilizado para a criação de projetos de engenharia.

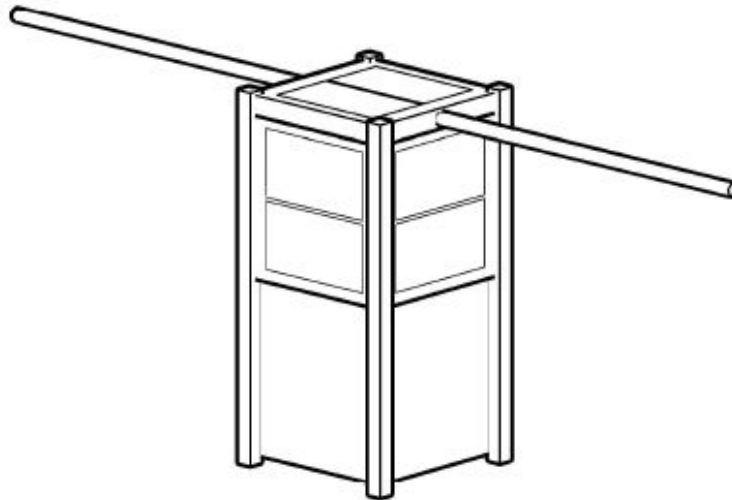


Figura 3. Modelo sugerido do CubeSat 2U.

A seleção das cargas úteis para a missão obedece às limitações de três variáveis de projeto que possam ser providas pelo módulo de serviço, sendo elas: Potência elétrica requerida, necessidade de transferência de dados e interfaces mecânicas.

Aspectos de potência elétrica disponível para a carga útil

Os consumos estimados por carga do módulo de serviço é descrito na tabela 2, são considerados valores de referência propostos por [CLARK e LOGAN, 2011] considerando um transceptor de VHF/UHF.

Tabela 2. Cargas elétricas do módulo de serviço.

Carga elétrica	Potência (W)	Ciclo por órbita(%)	Potência média por órbita (W)
TX	1,9	10%	0,19
RX	0,15	100%	0,15
Magnetorquers	0,1	2%	0,002
Sensores	0,001	100%	0,001
Computador de bordo	0,25	100%	0,25
Aquecedor de bateria	0,2	20%	0,04
Sistema de potência	0,005	100%	0,005
		Total	0,638 W
		Potência média por órbita com margem de 15%	0,7337 W



Considerando células com 27% de eficiência ao final da vida orbital, com os painéis solares cobrindo 1U do satélite destinado ao módulo de serviço, conforme ilustrado na figura 3, a capacidade de geração média é estimada em 2W por órbita. Considerando 15% de perdas de conversão e armazenagem, a potência média por órbita ou *Orbit Average Power* (OAP) é de 1,7W, considerando o estimado de carga para o módulo de serviço, a capacidade disponível para as cargas úteis é de 0,97W médios por órbita.

Aspectos de capacidade de transmissão e recepção disponíveis para a carga útil

O módulo transceptor proposto para o módulo de serviço utiliza da faixa VHF/UHF para uplink e downlink respectivamente, em protocolo X25. Esta configuração usual em projetos de CubeSat utiliza-se de frequências de radioamadores e visa baratear o segmento solo do projeto bem como aumentar o número de estações que podem rastrear o satélite. O desempenho padrão deste tipo de transceptor é de 9600 bps para transmissão e recepção em regime full duplex. Para um período de 9 minutos por órbita de comunicação, o total transferido e recebido é de 5,18Mb. Considerando uma divisão igualitária de dados entre o módulo de serviço e a carga útil, podem ser transmitidos até 2,59Mb de dados por órbita pela carga útil.

Experimentos de cargas úteis que requeiram maior capacidade de transmissão, como imageadores, precisam de enlaces com maiores taxas de transferência, normalmente em banda S, sendo o consumo e espaço físico deste transceptor alocados ao módulo de carga útil.

Aspectos físicos de carga útil (massa, estruturas e mecanismos)

A carga útil será alocada no espaço de 1U, conforme as descrições das figuras 2 e 3. As limitações globais de carga útil são portanto 1000cm³ de volume e 1kg de massa. Aspectos ligados a políticas de lançamento para esta classe de espaçonaves também fazem parte das limitações da carga útil, como ausência de materiais inflamáveis e de vasos pressurizados. Experimentos que requerem interfaces externas, como antenas, sensores, painéis solares possuem as áreas do módulo 1U para fixação.

Custos do satélite e lançamento

Os custos envolvidos no desenvolvimento e lançamento de um CubeSat são significativamente menores do que os investidos em satélites de médio e grande porte. Isso ocorre devido às suas dimensões reduzidas, além do fato de serem utilizados para um único propósito. [WOELLERT, 2010].

A estimativa de gastos para a construção do nanosatélite foi realizada a partir da cotação dos componentes necessários para cada subsistema, embasando-se no *website CubeSat Shop* e no modelo de custos AMES para Micro/Nanosatélites. [PAINE, 2015]. Na tabela 3 abaixo, os custos relativos à cada subsistema são apresentados em euros (€), seguindo a cotação do dia 01 de julho de 2020 obtida no *website* UOL Economia, e sua respectiva conversão em reais (R\$).



Tabela 3. Cotação dos subsistemas. [Fonte: CubeSatShop, www.cubesatshop.com; UOL Economia, www.economia.uol.com.br]

Subsistema	Custo (€)	Custo (R\$)
Gestão de Bordo	12.600,00	75.348,00
Telecomunicações de Serviço	13.750,00	82.225,00
Suprimento de Energia	11.850,00	70.863,00
Controle Térmico	4.550,00	27.209,00
Estrutura e Mecanismos	3.150,00	18.837,00
Controle de Atitude	37.350,00	223.353,00
Total	83.250,00	500.835,00

Com relação ao lançamento, existem instituições privadas que oferecem esse tipo de serviço para satélites miniaturizados, como a *Rocket Labs*, empresa norte-americana especializada no projeto e construção de foguetes. O valor médio cobrado para colocar um CubeSat em órbita atualmente gira em torno de US\$100 mil para cada 1U, portanto, o custo total de lançamento do nanosatélite proposto neste trabalho é de aproximadamente US\$200 mil.

4. Conclusão

Este artigo propôs em um nível preliminar um CubeSat de 2U destinado a validação em órbita de subsistemas projetados por universidades e empresas brasileiras que tenham por objetivo a oferta comercial desta tecnologia no mercado global de pequenas missões espaciais.

Aspectos técnicos iniciais da missão foram delineados bem como um orçamento de custo para a montagem do satélite e seu lançamento.

Em uma fase posterior, uma análise da missão em ambiente computacional e o detalhamento dos requisitos da espaçonave e das cargas úteis candidatas serão emitidos, bem como o refinamento de orçamento e cronograma da missão.

Referências

Addaim, A.; Kherras, A.; Zantou, E. B. (2010) “Design of Low-cost Telecommunications CubeSat-class Spacecraft” In: *Aerospace Technologies Advancements*, Edited by Thawar T. Arif, IntechOpen, DOI: 10.5772/6925. Disponível em: <<https://www.intechopen.com/books/aerospace-technologies-advancements/design-of-low-cost-telecommunications-cubesat-class-spacecraft>>



- Alves, A. C. R.; Dias, S. M.; Queiroz, K. I. P. M.; de Carvalho, M. J. M.; Duarte, J. M. L. (2019) “CONASAT-0: Visão Geral do Nanosatélite Desenvolvido.” In: II Congresso Aeroespacial Brasileiro, 2019, São José dos Campos. ANAIS - CAB 2019.
- Clark, C. and Logan, R. (2011) “Power Budgets for Mission Success.” CalPoly.
- Franke, L. L. C.; Farias, T. T.; Balestrin, M. R.; Silveira, I. C.; Jaenisch, G.P.; Piaz, M. A. D.; Durão, O. S. C.; Schuch, N. J. (2014) “Simulação Térmica do primeiro Cubesat brasileiro: NANOSATC-BR1.” In: Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica, Rio de Janeiro. ANAIS - CREEM 2014.
- Gilmore, D. G. (1994) “Satellite Thermal Control Handbook”. 2ª ed. Aerospace Corporation, Califórnia, EUA.
- Heunis, A. E. (2014) “Design and implementation of generic flight software for a cubesat” Dissertação de mestrado, Department Electrical and Electronic Engineering, Stellenbosch University, África do Sul.
- Julio Filho, A. C.; Tikami A.; Paula, E. S. F.; Murcia, J.; Fernandes, G. F.; Camargo, L. P.; Santos, C. A. M. B.; Santos, W. A.; Naccarato, K. (2019) “Desenvolvimento de um CubeSat para detecção de descargas atmosféricas: Projeto RaioSat” In: II Congresso Aeroespacial Brasileiro, São José dos Campos. ANAIS - CAB 2019.
- Krebs, G. (2017) “Spacecraft by country.” In: Gunter Space Page Disponível em: <http://space.skyrocket.de/directories/sat_c.htm>
- Kuli, E. Nanosats Database (2020). Disponível em: <<https://www.nanosats.eu>>. Acesso em: 31 de maio de 2020.
- Mehrparvar, A. (2014) “CubeSat Design Specification” The CubeSat Program, CalPoly SLO.
- Paine, T.; Saing, M. S. C.; Hamilton, B. A. (2015) “Ames Micro/NanosatellitES Cost Model”. In: 2015 NASA Cost Symposium.
- Paula, E. S. F.; Magalhães, R. O. (2019) “Projeto Preliminar de Painel Solar e Dimensionamento de Bateria de um CubeSat 3U para Detecção de Raios”. In: X Workshop em Engenharia e Tecnologias Espaciais, São José dos Campos. ANAIS - WETE 2019.
- Villela, T.; Brandão, A. M.; Leonardi, R. (2016). “Cubesats e oportunidades para o setor espacial brasileiro”. In: Parcerias Estratégicas, Brasília-DF, v. 21, n. 42, p. 91-114. jan-jun 2016
- Woellert, K.; Ehrenfreund, P.; Ricco A. J.; Hertzfeld H. (2010) “Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations”. In: Advances in Space Research.