



Universidade de Brasília – UnB  
Faculdade UnB Gama – FGA  
Engenharia Aeroespacial

# **CubeSats: uma revisão de aplicabilidade em missões de observação da terra**

Autor: Brenno Taylor de Jesus Popov  
Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Brasília, DF  
2021





Brenno Taylor de Jesus Popov

# **CubeSats: uma revisão de aplicabilidade em missões de observação da terra**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Coorientador: Prof. Dr. Giancarlo Santilli

Brasília, DF

2021

---

Brenno Taylor de Jesus Popov

CubeSats: uma revisão de aplicabilidade em missões de observação da terra/  
Brenno Taylor de Jesus Popov. – Brasília, DF, 2021-  
75 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB  
Faculdade UnB Gama – FGA , 2021.

1. CubeSat. 2. Observação da Terra. I. Prof. Dr. William Reis Silva. II.  
Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. CubeSats: uma revisão  
de aplicabilidade em missões de observação da terra

CDU 02:141:005.6

---

Brenno Taylor de Jesus Popov

## **CubeSats: uma revisão de aplicabilidade em missões de observação da terra**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 06 de Novembro de 2021 – Data da aprovação do trabalho:

---

**Prof. Dr. William Reis Silva**  
Orientador

---

**Prof. Dr. Giancarlo Santilli**  
Convidado 1

---

**Prof. Dr. Paolo Gessini**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2021



*Este trabalho é dedicado aos meus pais,  
que acreditaram em mim mesmo quando duvidei.*



# Agradecimentos

Muitos caminharam comigo nesta jornada acadêmica e são dignos de nota.

Primeiramente, agradeço a meus pais pelo grande empenho dedicado por eles a minha formação acadêmica, moral e pessoal.

Agradeço aos professores, que me instruíram e guiaram nos mais diversos caminhos em direção a este momento. Cada um a sua forma contribuiu para que eu alcançasse este objetivo.

Por último, mas não menos importante, agradeço a meus amigos, aqueles que compartilharam este caminho comigo, nos momentos de descontração e nos de maior esforço, compartilhando preocupações e conquistas. O caminho é árduo, mas mais agradável em boa companhia.



# Resumo

O objetivo deste presente trabalho é identificar e analisar a viabilidade da aplicação de missões baseadas em nano satélites, nomeadamente CubeSats, para execução de coleta de dados voltados para as ciências de observação da terra em suas variadas vertentes. Tomando como base a análise realizada e descrita na literatura e aplicando os parâmetros apresentados neste para o estudo subsequente, são analisadas cinco missões relevantes, concluídas, em operação ou em fase de projeto. Levando em consideração ainda avanços tecnológicos reportados em áreas de interesse como determinação e controle de atitude, comunicações, propulsão e controle térmico em nano satélites, é feita então uma comparação do panorama atual da tecnologia de interesse em relação ao reportado no estudo de referência anterior. Como resultado, o que se pode notar é que diversos avanços tecnológicos em variadas áreas de elevada importância à aplicação de CubeSats em missões de sensoriamento remoto são apresentados, como registros da primeira operação de um sensor baseado em RADAR à partir de nano satélites. Todavia, é perceptível que apesar das evoluções alcançadas, ainda se fazem presentes carências tecnológicas que impedem o emprego de nano satélites em missões de observação da terra de forma plena. Por fim, é esboçado uma missão CubeSat capaz de operar em benefício do programa DETER do INPE, imageando a Amazônia Legal no intuito de localizar focos de desmatamento ilegal.

**Palavras-chaves:** CubeSat. Observação da terra. Sensoriamento remoto.



# Abstract

The objective of this work is to identify and analyze the feasibility of applying missions based on nano satellites, namely CubeSats, to perform data collection focused on earth observation sciences in its various aspects. Based on the analysis performed and described in literature and applying the parameters presented in it for the subsequent study, five relevant missions, completed, in operation or in the design phase, are analyzed. Taking also into account technological advances reported in areas of interest such as attitude determination and control, communications, propulsion and thermal control in nano satellites, a comparison is made of the current panorama of the technology of interest in relation to that reported in the previous reference study. As a result, what can be noted is that several technological advances in various areas of high importance to the application of CubeSats in remote sensing missions are presented, as records of the first operation of a sensor based on RADAR from nano satellites. However, it is noticeable that despite the evolutions achieved, there are still technological deficiencies that prevent the use of nano satellites in earth observation missions fully. Finally, a CubeSat mission capable of operating for the benefit of INPE's DETER program is outlined, imaging the Legal Amazon in order to locate foci of illegal deforestation.

**Key-words:** CubeSats. Earth observation. Remote Sensing.



# Lista de ilustrações

Figura 1 – Ilustração do padrão CubeSat. FONTE: (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 2017) . . . . .	26
Figura 2 – CubeSat Raincube integrado, na configuração com a antena estendida. FONTE: (PERAL et al., 2018) . . . . .	36
Figura 3 – Ilustração do CubeSat CIRES, na configuração com a antena estendida. FONTE: (PERAL et al., 2018) . . . . .	37
Figura 4 – Ilustração do CubeSat PlanetScope. FONTE: (EOPORTAL DIRECTORY, ) . . . . .	39
Figura 5 – Comparativo de estudos NDVI executados com dados do LANDSAT (à esquerda) e Planet (à direita). FONTE: (NAGEL; NOVO; KAMPEL, 2020) . . . . .	46
Figura 6 – Classificação de uso da terra baseada em dados do LANDSAT ETM+. FONTE: (AL-BILBISI, 2019) . . . . .	47
Figura 7 – Primeira observação de precipitação realizada pelo RainCube, sobre o México em 2018. FONTE: (PERAL et al., 2019) . . . . .	50
Figura 8 – Limites da Amazônia Legal conforme definido pelo IBGE em 2020. FONTE: (IBGE, ) . . . . .	54
Figura 9 – Divisão das cenas utilizadas pelo PRODES. FONTE: (SOUZA et al., 2019) . . . . .	56
Figura 10 – Conceito do sensor AWFI. FONTE: (SCADUTO et al., 2010) . . . . .	58
Figura 11 – Sensor imageador Simera MultiScape50 CIS. FONTE: (SPACE ADVISORY COMPANY, c) . . . . .	60
Figura 12 – Ilustração das trilhas para uma constelação de 5 satélites. FONTE: Autoria própria . . . . .	61
Figura 13 – Transceptor banda-X Endurosat. FONTE: (ENDUROSAT, ) . . . . .	63
Figura 14 – Propulsor Enpulsion Nano. FONTE: (ENPULSION, ) . . . . .	65



# Lista de tabelas

Tabela 1 – Tabela de viabilidade de (SELVA; KREJCI, 2012) (Traduzido do original)	30
Tabela 2 – Tabela de viabilidade sugerida ao fim das análises executadas . . . . .	51
Tabela 3 – Características dos sensores WFI e AWFI. FONTE: (EPIPHANIO, 2011) e (SCADUTO et al., 2010) . . . . .	57
Tabela 4 – Características dos sensores Chameleon, Gecko e MultiScape50 CIS. FONTE: (SPACE ADVISORY COMPANY, a), (SPACE ADVISORY COMPANY, b) e (SPACE ADVISORY COMPANY, c) . . . . .	59
Tabela 5 – SWATH e resolução espacial dos sensores Chameleon, Gecko e MultiScape50 CIS a 778 km. FONTE: Autoria própria . . . . .	59
Tabela 6 – Características e tempos de transmissão dos transeptores de referência. FONTE: (ISISPACE GROUP, c), (ISISPACE GROUP, b) e (ENDUROSAT, ) . . . . .	62
Tabela 7 – Massa e dimensões dos componentes. FONTE: . . . . .	64
Tabela 8 – Potência gerada para o caso 1 (Painéis extensíveis). FONTE: Autoria própria . . . . .	66
Tabela 9 – Potência gerada para o caso 2 (Painéis fixos). FONTE: Autoria própria	66



# Lista de abreviaturas e siglas

NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
JPL	<i>Jet Propulsion Laboratory</i>
RaDAR	<i>Radio Detection And Ranging</i>
LiDAR	<i>Light Detection And Ranging</i>
SAR	<i>Synthetic Aperture Radar</i>
UHF	<i>Ultra High Frequency</i>
VHF	<i>Very High Frequency</i>
VIS	Espectro visível
NIR	Infravermelho próximo
MIR	Infravermelho médio
SWIR	Infravermelho de ondas curtas
TIR	Infravermelho térmico
MODIS	<i>MODerate resolution Imaging Spectroradiometer</i>
TM	<i>Landsat Thematic Mapper</i>
SPOT	<i>Satellite Pour l'Observation de la Terre</i>
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
SEVIRI	<i>Spinning Enhanced Visible and InfraRed Imager</i>



# Sumário

	<b>Introdução</b> . . . . .	<b>21</b>
<b>I</b>	<b>APORTE TEÓRICO</b>	<b>23</b>
1	<b>O PADRÃO CUBESAT: REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> . . . . .	<b>25</b>
2	<b>LIMITAÇÕES DO PADRÃO CUBESAT DEFINIDAS EM (SELVA; KREJCI, 2012)</b> . . . . .	<b>27</b>
2.1	<b>Aviônica e manejo de dados embarcado</b> . . . . .	<b>27</b>
2.2	<b>Determinação e controle de atitude</b> . . . . .	<b>27</b>
2.3	<b>Comunicações</b> . . . . .	<b>28</b>
2.4	<b>Massa e dimensões</b> . . . . .	<b>28</b>
2.5	<b>Potência</b> . . . . .	<b>29</b>
2.6	<b>Propulsão</b> . . . . .	<b>29</b>
2.7	<b>Controle térmico</b> . . . . .	<b>29</b>
<b>II</b>	<b>DESENVOLVIMENTO</b>	<b>33</b>
3	<b>MISSÕES RELEVANTES</b> . . . . .	<b>35</b>
3.1	<b>RainCube</b> . . . . .	<b>35</b>
3.2	<b>CIRES</b> . . . . .	<b>36</b>
3.3	<b>Aalto-1</b> . . . . .	<b>37</b>
3.4	<b>PlanetScope</b> . . . . .	<b>38</b>
3.5	<b>HARP</b> . . . . .	<b>38</b>
4	<b>AVANÇOS TECNOLÓGICOS IDENTIFICADOS</b> . . . . .	<b>41</b>
4.1	<b>Aviônica e manejo de dados embarcado</b> . . . . .	<b>41</b>
4.2	<b>Determinação e controle de atitude</b> . . . . .	<b>41</b>
4.3	<b>Comunicações</b> . . . . .	<b>42</b>
4.4	<b>Massa e dimensões</b> . . . . .	<b>43</b>
4.5	<b>Potência</b> . . . . .	<b>43</b>
4.6	<b>Propulsão</b> . . . . .	<b>43</b>
4.7	<b>Controle térmico</b> . . . . .	<b>44</b>
5	<b>ANÁLISE DE VIABILIDADE EM CAMPOS DE ESTUDO</b> . . . . .	<b>45</b>
5.1	<b>Estudos de vegetação</b> . . . . .	<b>45</b>

5.2	Estudos de áreas urbanas . . . . .	46
5.3	Estudos de corpos d'água . . . . .	48
5.4	Deteccção de incêndios e focos de calor . . . . .	48
5.5	Estudos meteorológicos . . . . .	49
<b>6</b>	<b>CASO DE ESTUDO: IMAGEAMENTO AMAZÔNICO . . . . .</b>	<b>53</b>
6.1	Do objeto de estudo: a Amazônia Legal . . . . .	53
6.2	Dos programas e missões atuais . . . . .	54
6.3	AmazCube: esboçando uma missão CubeSat de imageamento amazônico . . . . .	56
6.3.1	Definindo o escopo . . . . .	56
6.3.2	Diretivas de projeto . . . . .	58
6.3.2.1	Sensor . . . . .	58
6.3.2.2	Comunicações . . . . .	60
6.3.2.3	Manejo de dados . . . . .	62
6.3.2.4	Determinação e controle de atitude . . . . .	63
6.3.2.5	Propulsão . . . . .	64
6.3.2.6	Massa e fator de forma . . . . .	64
6.3.2.7	Potência . . . . .	65
<b>III</b>	<b>CONCLUSÕES . . . . .</b>	<b>67</b>
<b>7</b>	<b>CONSIDERAÇÕES FINAIS . . . . .</b>	<b>69</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>71</b>

# Introdução

Durante a guerra fria um grande avanço em termos de tecnologia aeroespacial motivado pela coleta de dados tinha início, dando os primeiros passos para o sensoriamento remoto baseado em plataformas espaciais. Inicialmente com propósitos militares, o sensoriamento remoto via satélite rapidamente foi adaptado ao uso científico com o lançamento das primeiras missões de observação meteorológica pela NASA, a família TIROS, que seria posteriormente transferida à administração da NOAA.

O avanço tecnológico na área e diversas missões posteriores por diferentes agências rapidamente expandiu os campos de estudo possíveis através de dados coletados via satélite. Esta forma de observação fornecia cobertura espacial e resolução temporal antes inalcançáveis com observações locais, e portanto ganhou grande importância nos campos científicos relacionados à observação da terra.

Com sensores e plataformas cada vez maiores e mais complexas, os satélites dedicados ao sensoriamento remoto passaram a ter tempos de design e construção longos, custos elevados e por isso, alta aversão ao risco. Todavia, a miniaturização da tecnologia tem trazido oportunidades de observação da terra à satélites menores, nominadamente os nano satélites.([POGHOSYAN; GOLKAR, 2016](#))

Por definição, nano satélites são plataformas com até 10 quilogramas de massa total, ou seja, não há restrições quanto à forma ou tecnologia embarcada. Entretanto, os professores Jordi Puig-Suari e Robert J. Twiggs definiram em 1999 o padrão CubeSat, nano satélites com dimensões de  $10 \times 10 \times 10$  centímetros, com massa de até 1,33 kilogramas. Este padrão foi amplamente aceito pelo setor aeroespacial por apresentar projetos simplificados e baixo custo permitindo missões com maiores riscos, sendo difundido desde universidades a empresas e agências governamentais. ([PUIG-SUARI et al., 2000](#))

A justificativa deste trabalho é, portanto, analisar avanços na viabilidade da aplicação de nano satélites em missões de observação da terra, uma vez que a redução de custos e complexidade que estas plataformas trazem consigo tem a capacidade de possibilitar missões mais frequentes e com elevada resolução temporal, crítica em diversos campos, uma vez que torna viável economicamente a elaboração de grandes constelações de satélites.

O objetivo geral deste trabalho é, desta forma, identificar avanços no campo de estudos da terra através do emprego de CubeSats, considerando suas limitações inerentes e tecnologia disponível. Especificamente, o presente trabalho buscará, através de uma revisão bibliográfica, apresentar o panorama de viabilidade definido por ([SELVA; KREJCI, 2012](#)) , bem como buscar por missões recentes e avanços tecnológicos que evidenciem uma

maior maturidade da aplicação de CubeSats em missões de alto valor científico.

Inicialmente, na primeira seção, é apresentada uma breve definição do padrão CubeSat conforme descrito na literatura, seguida na segunda seção por uma elaboração das limitações das plataformas propostas baseado nos parâmetros definidos em (SELVA; KREJCI, 2012). A terceira seção deste texto trata da análise de missões atuais relevantes ao estudo. Na quarta seção é executada uma análise de avanços tecnológicos que viabilizem uma maior aplicabilidade de CubeSats no campo de observação da terra, enquanto a quinta seção trás o parecer deste trabalho quanto a aplicabilidade destas plataformas reduzidas em cinco grandes áreas de estudos ligadas à observação da terra. Por fim, a sexta seção deste trabalho trás um esboço em linhas gerais do que poderia ser uma missão CubeSat voltada ao imageamento da Amazônia Legal, capaz de operar no contexto do programa DETER do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, o INPE, discussão após a qual são apresentadas as opiniões finais deste estudo.

Parte I

Aporte Teórico



# 1 O padrão CubeSat: revisão bibliográfica

É fato que nano satélites tem se tornado cada vez mais presentes no cenário aeroespacial (POGHOSYAN; GOLKAR, 2016). Contando com alguns poucos lançamentos até o início dos anos 90, a busca por plataformas mais simples e baratas que os complexos satélites utilizados até então estimulou a busca por plataformas mais acessíveis, ocasionando que certas entidades direcionassem esforços neste sentido. Uma destas, A Universidade de Stanford.

Iniciado em 1994 em Stanford, o laboratório de desenvolvimento de sistemas espaciais tinha o objetivo educacional de envolver estudantes em projetos reais e, para tanto, se propôs a desenvolver missões completas desde o design à integração, teste e operação. O segundo micro satélite a ser desenvolvido pelo programa, o OPAL, cuja missão era demonstrar o lançamento de pico satélites a partir de um satélite maior daria início aos estudos no intuito de uma plataforma padronizada para nano satélites.(PUIG-SUARI et al., 2000)

Com a continuidade do programa de micro satélites em Stanford tomando a maior parte dos recursos disponíveis, foi decidido então por uma parceria em que a padronização seria desenvolvida em conjunto com a Universidade Estadual Politécnica da Califórnia (Cal Poly), onde o projeto ficaria sob a tutela do professor Jordi Puig-Suari, da própria Cal Poly, e Robert J. Twiggs, da Universidade de Stanford.

Como resultado, o CubeSat seria então a “unidade padrão” para nano satélites, apresentando uma estrutura cúbica de  $10 \times 10 \times 10$  centímetros, visando um melhor aproveitamento dos painéis solares, com massa de um quilograma e apresentando trilhos nas arestas, para lançamento via P-POD, ou Poly Picosatellite Orbital Deployer.(NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 2017)

O modelo foi amplamente aceito por demais universidades, que viriam a utilizá-lo em diversas missões educacionais devido à sua baixa complexidade e custo. Posteriormente, agências governamentais e corporações do ramo aeroespacial passariam a adotá-lo em missões demonstradoras de tecnologia, onde o risco de falha é alto, o que faz do baixo custo atrativo.

Nano satélites maiores passariam ainda a utilizar o padrão CubeSat como unidade (1U) em uma espécie de “modularização”, por vezes utilizando múltiplos deste para descrever seu fator de forma como 2U para uma plataforma de  $20 \times 10 \times 10$  centímetros e assim por diante, como será recorrente nas próximas seções deste estudo.

Inicialmente restrito à aplicações mais simples, os CubeSats vêm ganhando rele-

vância no que tange à missões satelitais com objetivos científicos, dentre estas as missões de observação da terra, objeto de interesse deste trabalho, e sua aplicabilidade neste campo será discutida e analisada nas seções a seguir.

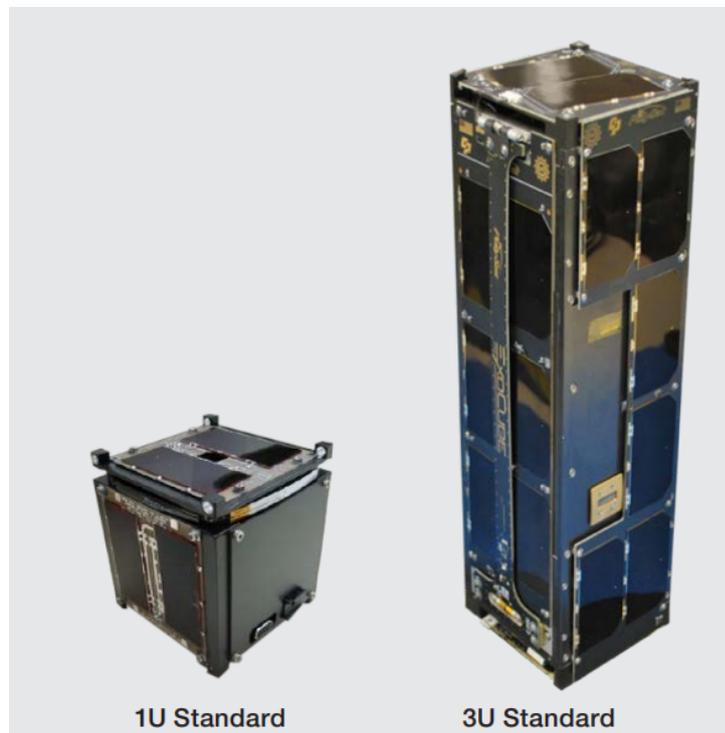


Figura 1 – Ilustração do padrão CubeSat. FONTE: ([NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 2017](#))

## 2 Limitações do padrão CubeSat definidas em (SELVA; KREJCI, 2012)

A padronização do CubeSat o tornou aceito em diversos meios, vendo lançamentos crescentes deste tipo de plataforma. Entretanto, a utilização de CubeSats traz consigo restrições inerentes atreladas à sua engenharia simplificada e dimensões reduzidas que podem ser limitantes em aplicações mais complexas. Um estudo destas limitações pode ser encontrado em (SELVA; KREJCI, 2012), que as analisa nas seguintes vertentes: Aviônica e manejo de dados embarcado, Determinação e controle de atitude, Comunicações, Massa e dimensões, Potência, Propulsão e Controle térmico.

Segue um breve resumo da análise executada pela bibliografia relativa a cada um dos sete parâmetros chave indicados por esta:

### 2.1 Aviônica e manejo de dados embarcado

A bibliografia avalia que em vista do baixo custo e inclinação à aceitação de maiores riscos por parte dos projetistas, a maior parte das missões CubeSat opta em utilizar componentes *off-the-shelf*, menos resistentes às intempéries do ambiente espacial, mas apresentando capacidades de processamentos superiores aos componentes *space qualified*. (BOUWMEESTER; GUO, 2010)

Apresentando capacidades de memória variável observadas de até 8 MB (TOORIAN; DIAZ; LEE, 2008), com possibilidade de extensão através do emprego de memórias tipo FLASH, é apontado que a capacidade de processamento e armazenamento de dados embarcada em nano satélites não se apresenta como barreira tecnológica visto que, conforme será discutido mais à frente, a capacidade de transmissão dos dados coletados a estações de solo é fator limitante e portanto, a capacidade de processamento e armazenamento de dados excede a capacidade de transmissão e é considerada suficiente.

### 2.2 Determinação e controle de atitude

Em termos de determinação de atitude, a bibliografia determina que os sensores utilizados quando da publicação de sua análise, dentre sensores de sol e magnetômetros, eram capazes de atingir uma precisão de pouco menos de 2°.(SARDA et al., 2010)

Já em relação ao controle, identifica o controle magnético, tanto passivo quanto ativo, como sendo o majoritariamente utilizado, podendo apresentar precisões melhores

que 5° no apontamento (AYDINLIOGLU; HAMMER, 2005). Cita ainda rodas de reação sendo aplicadas em caráter experimental chegando a precisões em torno de 2° e soluções comerciais não testadas em voo espacial afirmando precisões de 1°.

(SELVA; KREJCI, 2012) nota que para aplicações dependentes de geolocalização, tais como imageamento de alta resolução, a determinação e controle de atitude são fator relevante e potencialmente limitante.

## 2.3 Comunicações

No campo das comunicações a bibliografia aponta que a maioria das missões CubeSat aplica links na banda UHF, com taxas de transferência máximas em 9600 bps. Os demais recorrem à links em banda S ou VHF. Esta informação é corroborada em (BARBARIC; VUKOVIC; BABIC, 2018), justificado pelo baixo consumo energético de rádios UHF, bem como pela facilidade regulatória uma vez que compreende faixas de rádio amador.

É notado que a maior limitação ao avanço em termos de datalink jaz não na disponibilidade de eletrônica miniaturizada, mas na limitada potência disponível a bordo de CubeSats (BOUWMEESTER; GUO, 2010). O autor considera que esta baixa capacidade de transmissão é limitante crítico a missões de observação da terra, uma vez que exemplifica que com um link de 512Kbps de banda em uma passagem padrão de 5 minutos sobre a estação de solo o total de dados transmitidos é de apenas 153,6 Mbits, argumentando então que missões mais complexas e que gerem grandes quantidades de dados, como imageamento hiper espectral, não seriam compatíveis com o padrão CubeSat.

## 2.4 Massa e dimensões

Relacionado a este parâmetro, (SELVA; KREJCI, 2012) identifica potenciais limitações no que tange à opções de carga paga, apontando por exemplo problemas relativos ao dimensionamento necessário da óptica para sensores imageadores, cuja abertura estaria limitada a dimensões reduzidas e por isto, incapaz de realizar captações de elevada resolução espacial.

Outro fator abordado é o dimensionamento e fator de forma de antenas, sejam estas para comunicação ou relacionadas aos sensores embarcados. Considerando que as dimensões de um CubeSat 1U são de 10 centímetros de aresta (CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY, 2009), o ganho das antenas fica limitado, bem como aplicações que envolvam frequências com maiores comprimentos de ondas.

Limitações de dimensões impactam ainda de forma significativa a potência disponível a bordo, uma vez que a superfície disponível para a instalação de módulos solares

é reduzida, bem como soluções de controle térmico, já que sejam os métodos aplicados passivos ou ativos, terminantemente é necessária área para que o calor transportado seja irradiado para o espaço.

## 2.5 Potência

Potencialmente o fator mais relevante, a bibliografia levanta o questionamento de que nas missões objeto de seu estudo, não foram observados satélites capazes de gerar mais que 6 Watts de potência (SARDA et al., 2006), o que imediatamente inviabiliza em sua análise a aplicação de tecnologias de sondagem ativa em CubeSats, envolvendo sensores radar ou lidar, uma vez que a iluminação do objeto de estudo requer potências elevadas.

Nota-se ainda que na item de comunicações anteriormente descrito, a potência disponível é apontada como fator limitante.

## 2.6 Propulsão

A bibliografia identifica que apenas propulsores baseados em gás frio foram efetivamente testados em ambiente espacial (SARDA et al., 2010), permitindo ajustes precisos de órbita e possibilitando o voo em formação. Nota ainda que apenas uma tentativa de teste orbital de propulsores elétricos em CubeSats seria feita à bordo da missão ION. (SCHEIN et al., 2003)

É apontado que o avanço da propulsão de pequenos satélites tem potencial para correção orbital, voo em formação e desorbita, mas não são apontadas limitações imediatas relevantes neste aspecto referentes a missões de sensoriamento remoto.

## 2.7 Controle térmico

A bibliografia dispõe que devido à sua pequena área de superfície CubeSats não são eficientes em relação à controle térmico passivo, e a potência limitada disponível não é especialmente compatível com sistemas de resfriamento ativos, tendo sido observados tentativas com modelos simples como um aquecedor de efeito Joule (JAYARAN, 2009) e aplicação de uma placa de Peltier programável para resfriamento (JAGPAL et al., 2010), mas tecnologias mais capazes exigem potências não disponíveis em nano satélites.

O impacto desta restrição se dá principalmente sobre observações nas bandas térmicas do espectro infravermelho, uma vez que os sensores comumente utilizados, baseados em fotodiodos, se beneficiam de baixas temperaturas para obter uma razão sinal-ruído aceitável. (RIEKE, 2003)

Baseado nos fatores acima, o autor avaliou as aplicações de CubeSats em observação da terra de acordo com a seguinte tabela:

Tecnologia	Viabilidade (Factível / Problemático / Não factível)	Justificativa
Instrumentos de química atmosférica	Problemático	Baixa sensibilidade em SWIR-MIR devido à capacidade de resfriamento limitada
Sondas de temperatura e umidade atmosféricas	Factível	
Radares de perfilamento de nuvens e chuva	Não factível	Dimensões, potência
Radiômetros para balanço da radiação terrestre	Factível	
Instrumentos de gravidade	Factível	
Imageadores ópticos de alta resolução	Não factível	Não há resolução-faixa suficiente, pelo limitado espaço para a óptica e detectores
Radares microondas imageadores	Não factível	Potência limitada
Radiômetros imageadores multi espectrais (VIS/IR)	Problemático	Capacidade de imageamento limitada
Radiômetros imageadores multi espectrais (passive microwave)	Problemático	Capacidade de imageamento limitada
Lidares	Não factível	Potência limitada
Imageadores de raios	Factível	
Instrumentos de campo magnético	Factível	
Radiômetros de múltiplas direções/polarizados	Problemático	Dimensões limitadas para a eletrônica de recepção
Instrumentos de cor dos oceanos	Factível	
Órbita de precisão	Factível	
Altímetros Radar	Não factível	Dimensões
Escaterômetros	Não factível	Dimensões

Tabela 1 – Tabela de viabilidade de (SELVA; KREJCI, 2012) (Traduzido do original)

Desta forma, na seção seguinte deste trabalho, serão apresentadas missões no formato CubeSat que evidenciem avanços tecnológicos tendo como referência a tabela 1.



Parte II

Desenvolvimento



## 3 Missões Relevantes

### 3.1 RainCube

Desenvolvida através de uma parceria entre o JPL e a Tyvak, a missão RainCube se baseia em um CubeSat de formato 6U, e tem como objetivo lançar e validar o primeiro radar de perfilamento de precipitação a operar em um nano satélite. (PERAL et al., 2019)(PERAL et al., 2018)

Utilizando uma antena miniaturizada em banda Ka e operando na faixa de 35,75 GHz, o radar presente na missão RainCube é capaz de amostrar os perfis de precipitação em eventos atmosféricos relevantes, como tempestades.

A antena utilizada no RainCube foi desenvolvida para ser extensível, apresentando 0,5 metros de diâmetro quando totalmente aberta, enquanto ocupa apenas 1,5 U no interior do satélite antes de sua extensão. Esta abordagem evita a existência de protuberâncias além do volume da plataforma no momento do lançamento, que fugiria ao padrão CubeSat, bem como deixa ainda 4,5 unidades disponíveis para a alocação dos demais aparatos.

É fato que a utilização de técnicas de sensoriamento ativo, categoria na qual se encaixa a tecnologia RADAR, requisita potências relativamente elevadas e consideradas inviáveis em CubeSats por (SELVA; KREJCI, 2012). Para contornar esta limitação, a missão RainCube conta com painéis solares extensíveis e apontáveis, obtendo desta forma sempre a melhor captação possível, bem como leva a bordo baterias de alta densidade energética. É relevante apontar que ainda assim, o ciclo de trabalho do RainCube se apresenta em 25%, ou seja, a cada órbita de coleta ativa de dados, o satélite necessita de três órbitas para recarregar as baterias e dissipar o calor gerado pelo RADAR.

A taxa de dados bruta coletada pelo sensor se apresenta na faixa de 425 Mbps, taxa proibitiva para transferência direta nas frequências utilizadas para comunicação em CubeSats. No intuito de reduzir a taxa de transferência necessária é realizado então o pré-processamento dos dados coletados a bordo do RainCube, se valendo da capacidade computacional embarcada para entregar uma compactação significativa, necessitando ao fim do processo de um link de 50 Kbps, taxa não apenas possível, como superável com a tecnologia atual. (BARBARIC; VUKOVIC; BABIC, 2018)

O RainCube foi lançado em 13 de Julho de 2018, executando a primeira observação de precipitação sobre o México. O satélite é capaz de observar uma coluna atmosférica na faixa de 0 a 18 quilômetros de altitude, com precisão horizontal de 10 Km e vertical de 250 metros.

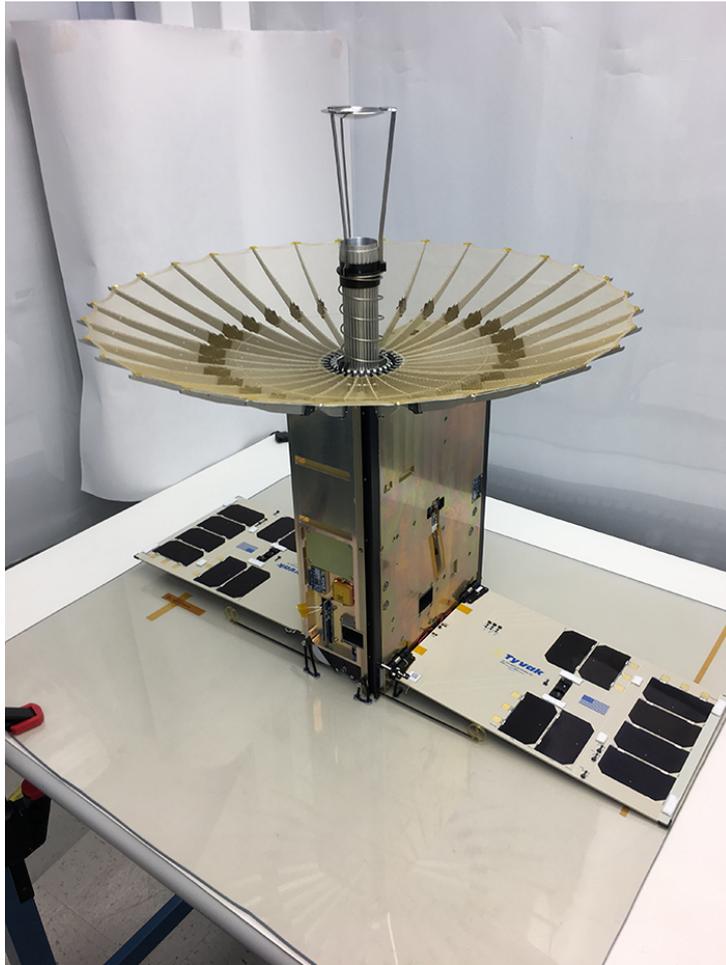


Figura 2 – CubeSat Raincube integrado, na configuração com a antena estendida.  
FONTE: (PERAL et al., 2018)

## 3.2 CIRES

O CIRES, desenvolvido pela SRI international sob o programa incubador de instrumentos da NASA, é um sensor de imageamento baseado em RADAR do tipo SAR. Sensores SAR são utilizados com frequência para mapeamento terrestre visando estudos como o uso da terra e podem ainda ser utilizados como fonte de dados para observação e gerenciamento de desastres. (PERAL et al., 2018)

A miniaturização proposta pelo desenvolvimento do CIRES busca viabilizar uma ampla constelação de nano satélites SAR, capazes de uma cobertura global diária, uma resolução temporal inatingível com as atuais plataformas convencionais devido ao alto custo por missão que inviabiliza financeiramente uma constelação de satélites convencionais. O RADAR do CIRES opera na banda S, na faixa de 2,9 GHz, apresentando uma resolução moderada de 25 metros por pixel. A eletrônica do sensor é acomodada em 1,3 U de um proposto CubeSat 6U. Para alcançar os parâmetros desejados, o CIRES deve contar com uma antena de 5 metros quadrados, armazenada em 2 unidades CubeSat.

Esta compactação da antena se faz possível através do desenvolvimento desta na forma de uma membrana, a ser estendida por braços telescópicos extensíveis.

Em termos de potência, o CubeSat proposto como plataforma do CIRES será capaz de gerar 22W através dos painéis solares embarcados. Todavia, devido ao alto requisito energético do sensor, o ciclo de serviço do satélite fica em torno de 10%. É estimado ainda que neste período de captação ativa de dados, o sensor será capaz de gerar 38 Gb de informação, que a SRI calcula ser possível transferir ao solo em 3 ou 4 passagens sobre estações de solo, a depender do azimute, baixando à 200 Mbps através do uso de mais de um link simultâneo, com diferentes estações de solo.

Considerando ainda que missões de imageamento radar são sensíveis à altitude orbital e ao apontamento, a SRI prevê ainda a integração de dois propulsores elétricos produzidos pela Busek Electro para um delta S total de 60 m/s e capacidade de determinação e controle de atitude com precisão de  $0,028^\circ$  para determinação e  $0,056^\circ$  para controle.



Figura 3 – Ilustração do CubeSat CIRES, na configuração com a antena estendida.  
FONTE: (PERAL et al., 2018)

### 3.3 Aalto-1

Um CubeSat universitário desenvolvido por um consórcio de universidades liderado pela Universidade de Aalto, Finlândia. O satélite 3U, lançado em 23 de junho de 2017, tem como carga paga três experimentos, o de interesse deste estudo, o AaSI (Aalto-1 Spectral Imager) é um imageador espectral podendo operar simultaneamente em até 3 bandas na faixa de 0,50 micrômetros a 0,90 micrômetros. Cada pacote de dados varia de um tamanho de 2 a 500 Mb, a depender do modo de operação do sensor. (KESTILÄ et al., 2013) (LEPPINEN, 2017) (PRAKS et al., 2015)

O satélite conta em termos de determinação de atitude com sensores de sol e um rastreador de estrelas, e em termos de controle apresenta magnetorques e rodas de reação miniaturizadas, apresentando 1° de precisão tanto para determinação quanto para controle.

No setor de comunicação, o Aalto-1 opera em VHF/UHF com 1200 bps de uplink e 9600 bps de downlink para telemetria e envio de comandos, e em banda S exclusivamente para downlink dos dados gerados pelo imageador AaSI, podendo transmitir até 49 Mb de dados por período de 24 horas. Sem apresentar painéis solares extensíveis, o CubeSat é capaz de gerar modestos 4,5 Watts de potência, suficientes para alimentar todo o aparato a bordo do satélite.

### 3.4 PlanetScope

A plataforma PlanetScope, desenvolvida pela iniciativa privada Planet, é baseada em CubeSats 3U, utilizando aparelhagem óptica para obter imageamento terrestre de alta resolução com 3,7 metros por pixel em 4 bandas, sendo estas vermelho, verde, azul e infravermelho próximo. (NAGEL; NOVO; KAMPEL, 2020)

Por se tratar de uma plataforma comercial, não foram encontrados pelas pesquisas deste trabalho maiores detalhes com relação à determinação e controle de atitude, comunicação ou geração de potência. Todavia, a Planet opera no momento da escrita deste, mais de 130 PlanetScopes, oferecendo produtos de imageamento através dos dados coletados por estes comercialmente, com cobertura global diária.

Assim sendo, apesar da escassez de dados técnicos, é subentendido que a empresa foi capaz de suplantar os principais empecilhos ao imageamento terrestre de alta resolução com o emprego de CubeSats, como a acomodação de aparato óptico, determinação e controle de atitude precisos e download da grande quantidade de dados gerados.

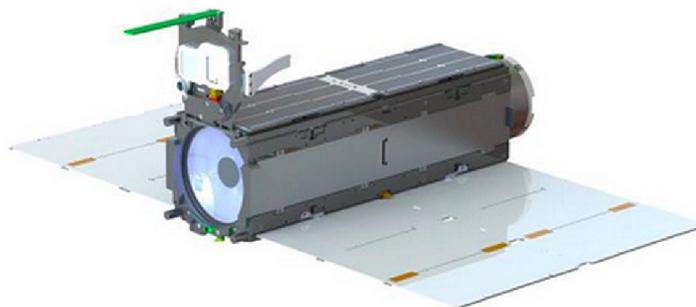


Figura 4 – Ilustração do CubeSat PlanetScope. FONTE: (EOPORTAL DIRECTORY, )

## 3.5 HARP

Desenvolvida pela Universidade de Maryland em parceria com a NASA, a missão HARP é baseada em uma plataforma 3U, e herda seu nome de sua carga paga, o sensor HyperAngular Rainbow Polarimeter, ou em tradução livre, polarímetro arco-íris hiper angular. (BARBOSA, 2018)

Primeiro sensor polarimétrico a ser operado em um CubeSat, o HARP coleta dados em 4 comprimentos de onda, sendo que todas são polarizadas através de prismas no aparato óptico do sensor.

Similarmente ao PlanetScope, não foram encontrados dados detalhados em relação à engenharia do satélite. O que as pesquisas deste estudo podem afirmar no entanto, é que similarmente a missões anteriormente citadas, por razões de potência disponível e controle térmico, o HARP não é capaz de operar em tempo integral, podendo imagear apenas alguns milhares de quilômetros diariamente.



## 4 Avanços Tecnológicos Identificados

Tomando como base os parâmetros anteriormente descritos em (SELVA; KREJCI, 2012), e levando em consideração as missões apresentadas na seção anterior deste trabalho, segue então uma análise estruturada em tópicos dos avanços tecnológicos identificados em relação a aplicação de CubeSats em missões de observação da terra de alto valor científico.

### 4.1 Aviônica e manejo de dados embarcado

Apesar de não ter sido identificado como limitante de grande importância na análise anterior, é notável a grande capacidade de computação embarcada em CubeSats, a exemplo da missão RainCube, que como citado, executa o pré-processamento de uma grande quantidade de dados coletados reduzindo de forma significativa os pacotes a serem transmitidos através do limitado link de dados presente nestes satélites.

É possível que a implementação mais frequente de algoritmos de pré-processamento similares possa reduzir a dependência de links de dados robustos, uma vez que a tecnologia de processamento já se encontra mais bem adaptada ao conceito de pequenos satélites que tecnologias de transmissão via rádio de alta velocidade.

### 4.2 Determinação e controle de atitude

Observa-se um avanço substancial na área de determinação e controle de atitude, visto os níveis de precisão citados na análise anterior por (SELVA; KREJCI, 2012), tendo em vista que as precisões de 1° citadas como as limítrofes à época da publicação são hoje encontradas em satélites universitários mais simples como o Aalto-1, enquanto missões mais complexas à exemplo do missão CIRES em desenvolvimento já apresentam precisões de determinação e apontamento da ordem de arco segundos.

O motivo de maior importância para este grande avanço determinado por este trabalho é a entrada em serviço operacional de rastreadores de estrelas, sensores que apresentam uma qualidade na determinação de atitude muito superior aos sensores solares, aparatos mais simples. Pode-se citar como exemplo o sensor ST-16RT2, desenvolvido e ofertado comercialmente pela Sinclair Interplanetary (SINCLAIR INTERPLANETARY, ), que apresenta uma precisão de determinação de 55 arco segundos, ou 0,015°, tendo dimensões de 62 mm x 56 mm x 38 mm e pesando apenas 158 gramas. O custo de cada unidade gira em torno de U\$ 120.000,00. (XIA et al., 2017) (POLAT; VIRGILI-LLOP; ROMANO, 2016)

No que tange ao controle, pode-se apontar o estágio de desenvolvimento mais avançado de rodas de reação miniaturizadas, permitindo um controle significativamente mais fino do que o alcançado com magnetorque.

Estes avanços no campo de determinação e controle de atitude tornam possíveis missões altamente dependentes do apontamento, como os satélites PlanetScope e o programa CIRES.

### 4.3 Comunicações

No campo das comunicações, um dos principais limitantes ao emprego de CubeSats em missões de alto valor científico, é notável uma maior busca pela utilização de transmissões em banda S. Esta procura pode ser justificada devido à sua maior capacidade de transferência de dados, o que representa um salto do já tradicional UHF, capaz de 9,6 Kbps de downlink, para os possíveis 14 Mbps postulados em banda S.

Outras abordagens, como (TSITAS; KINGSTON, 2012) sugerem taxas ainda mais elevadas, por volta de 40 Mbps através da utilização de rádios em transmissão simultânea, como pode também ser observado no projeto da missão CIRES anteriormente descrita.

Ainda além, o estudo de bandas mais capazes em termos de taxa de transmissão e sua adaptação para nano satélites é observado em (CUTTIN et al., 2018), onde é proposto o desenvolvimento de um transceptor em banda Ka, composto de elementos off-the-shelf visando manter o baixo custo, capaz de atingir taxas de link bidirecionais (downlink/uplink) por volta de 100 Mbps, com um consumo energético estimado em 20 Watts. Outra banda que vem sendo abordada para transmissores adaptados a nano satélites é a banda-X, na qual algumas companhias já oferecem comercialmente transceptores capazes de transmissões de alta velocidade bidirecional, na casa dos 150 Mbps.(ENDUROSAT, )

A evolução no sentido de transmissões mais capazes para pequenos satélites é área chave para o desenvolvimento de missões CubeSat mais capazes em termos de observação da terra, tendo em vista que diversas missões são capazes de coleta de dados em elevada taxa, mas devido à baixa capacidade de transmissão não são capazes de extrair completamente o potencial dos sensores embarcados.

Nota-se a importância do avanço alcançado com as missões Aalto-1, que transmite efetivamente cubos de imageamento espectral, e mais ainda nas plataformas PlanetScope, capazes de transmitir continuamente imageamento de alta resolução, antes julgado impraticável por (SELVA; KREJCI, 2012).

## 4.4 Massa e dimensões

Tendo em vista que a massa e dimensões são características base dos CubeSats, não são esperadas mudanças diretamente nos parâmetros, devendo os dispositivos a serem embarcados se adaptar.

Esta adaptação pode ser facilmente observada nas missões anteriormente citadas, como por exemplo, a possibilidade de embarcar no RainCube uma antena que quando aberta excede as dimensões do satélite em qualquer direção. Da mesma forma o CIRES, com um aparato ainda maior medindo 5 metros quadrados.

Outros sensores têm sido continuamente miniaturizados, como ([ALBERT, 2017](#)) que apresenta perspectivas de sensores LiDAR para aplicação em CubeSats ocupando de 2 a 4 unidades do satélite. Este tipo de engenharia inovativa é chave para a integração de sensores crescentemente capazes a plataformas de nano satélites.

## 4.5 Potência

Sendo a potência disponível a bordo potencialmente o fator mais impactante para aplicações avançadas de CubeSats, avanços que permitam um aumento das potências disponíveis são um ponto crítico.

Tem sido observado, a exemplo das missões abordadas, o emprego de painéis solares extensíveis e apontáveis buscando o máximo de rendimento possível nestas superfícies dos nano satélites. Ainda assim, é perceptível destas mesmas missões que as aplicações mais demandantes como a tecnologia radar presente no RainCube e no CIRES e até mesmo o sensor polarimétrico presente no HARP encontram empecilhos para seu funcionamento pleno neste parâmetro, visto que mesmo utilizando o máximo rendimento de seus painéis solares, seus sensores operam com baixos ciclos de trabalho.

É notável portanto que esta é uma barreira tecnológica significativamente complexa de se transpor, pois uma vez que painéis apontáveis já estão sendo explorados, no entendimento deste autor, um avanço significativo neste requisito poderia ser advindo apenas de painéis solares com rendimentos superiores ao que esta tecnologia proporciona atualmente, ou da adaptação de outras fontes de energia ao formato CubeSat.

## 4.6 Propulsão

Propulsão, como encarado na análise anterior, é um requisito flexível em aplicações de CubeSats, excetuando-se missões sensíveis à variação de altitude orbital, como o CIRES, e missões que exijam voo em formação.

Já tendo sido comprovados em voo propulsores simples baseados em gás frio compatíveis com o padrão CubeSat, e tendo sido observado avanço significativo relativo ao design e construção de propulsores elétricos conforme (LEVCHENKO et al., 2018) é possível afirmar que, assim como o manejo de dados, o campo de propulsão é bem amadurecido e não limita iminentemente aplicações no campo de ciências de observação da terra.

## 4.7 Controle térmico

No decorrer das pesquisas deste trabalho, não foram encontradas informações referentes à otimização de controle térmico passivo ou a aplicação eficiente de soluções ativas para o gerenciamento de temperatura em CubeSats. Portanto, é identificado que assim como a maior capacidade em potência anteriormente citada, o controle térmico em pequenos satélites ainda carece de maior amadurecimento tecnológico.

Entretanto, alternativas que busquem independência de temperaturas criogênicas têm sido estudadas, como apresentado em (PUSCHELL; MASINI, 2014), um avanço no campo de sensores térmicos alcançado pela empresa norte americana Raytheon, com seu microbolômetro não resfriado de 4<sup>o</sup> geração. De acordo com a fonte, este sensor é capaz de obter precisão horizontal de 200 metros na coleta de dados precisos referentes a temperatura de nuvens e do solo, equivalente à qualidade dos dados obtidos por missões como as Terra e Aqua, com seus sensores MODIS. Todavia, nota-se que devido à faixa de terra imageada por este sensor ser significativamente mais estreita em relação ao MODIS, seriam necessários 8 sensores, em um mesmo nano satélite ou não, para apresentar a mesma cobertura espacial.

Ainda assim é evidente que sensores não resfriados, apesar de aplicáveis, não possuem o mesmo rendimento que aqueles operando em temperaturas criogênicas. Ainda além, a carência de avanços no campo de controle térmico é um limitante para missões abordadas neste trabalho, como a RainCube e a CIRES, cujos sensores baseados em tecnologia RADAR acumulam calor ao longo da operação e devem passar por um período de recuperação antes de poderem ser novamente operados.

Portanto é notável que, à similaridade do setor de potência embarcada, o campo de controle térmico em nano satélites apresenta barreiras significativas à aplicação de CubeSats em missões de alto valor científico.

## 5 Análise de viabilidade em campos de estudo

Havendo sido exploradas missões relevantes no escopo deste trabalho, a observação da terra através de CubeSats, e levados em conta avanços tecnológicos identificados, segue uma breve análise de aplicabilidade destas plataformas nano satélite em cinco grandes campos da observação da terra.

Os campos escolhidos para esta análise são atualmente já bem explorados por satélites convencionais, com tecnologias de sensores bem desenvolvidas e estabelecidas, sendo estes os estudos referentes à vegetação, áreas urbanas, corpos d'água, focos de calor e eventos meteorológicos.

### 5.1 Estudos de vegetação

Análises relacionadas à vegetação tiram grande vantagem de métodos de observação satelitais, uma vez que tais métodos permitem o imageamento e estudo de grandes áreas de forma confiável e constante. Devido as características do objeto de estudo e as técnicas de processamento utilizadas como NDVI (*Normalized Difference Vegetation Index*), SAVI (*Soil Adjusted Vegetation Index*) e afins, as frequências mais relevantes para as análises de vegetação se encontram nas bandas da luz visível (VIS) e infravermelho próximo (NIR). (COLOMBO et al., 2003) (GRIGINETTI et al., 1997)

Satélites convencionais dotados de capacidade de imageamento espectral nestas bandas têm fornecido dados para este campo de estudo há tempos, como os satélites da classe LANDSAT com os sensores MODIS ou TM, dentre outros. Desta forma, pode-se inferir que estudos no campo de vegetação podem ser beneficiados por quaisquer plataformas capazes de fornecer dados RGB + NIR com uma resolução espectral decente.

Assim sendo, as pesquisas realizadas neste trabalho mostram uma crescente aplicabilidade de nano satélites para a observação e estudos de vegetação, uma vez que apontam que capacidade de imageamento espectral já é um conceito relativamente bem miniaturizado e adaptado ao formato CubeSat, conforme evidenciado pelas missões Aalto-1, e principalmente PlanetScope, capaz de fornecer observações nas bandas requeridas com resolução espacial de 3,7 metros.

Alguns estudos neste campo se beneficiam ainda de observações RaDAR, como postulado em (SAATCHI, 1996), que aponta o uso de satélites SAR em bandas L e C para mapeamento de desmatamento em florestas tropicais. A utilização de tecnologia

RaDAR traz em si vantagens inerentes, como o fato de não depender de fontes externas de sinal, uma vez que ilumina seu próprio alvo, além de ser menos dependente de condições climáticas para o imageamento, podendo superar cobertura de nuvens.

Todavia, apesar de avanços na adaptação de sensores RaDAR para CubeSats como mostra a missão RainCube, seu uso ainda é restrito por questões de potência e dissipação do calor gerado pelo sensor. Logo, missões RaDAR neste sentido se tornam não inviáveis, mas problemáticas devido a restrições no tempo operacional ativo da carga paga.

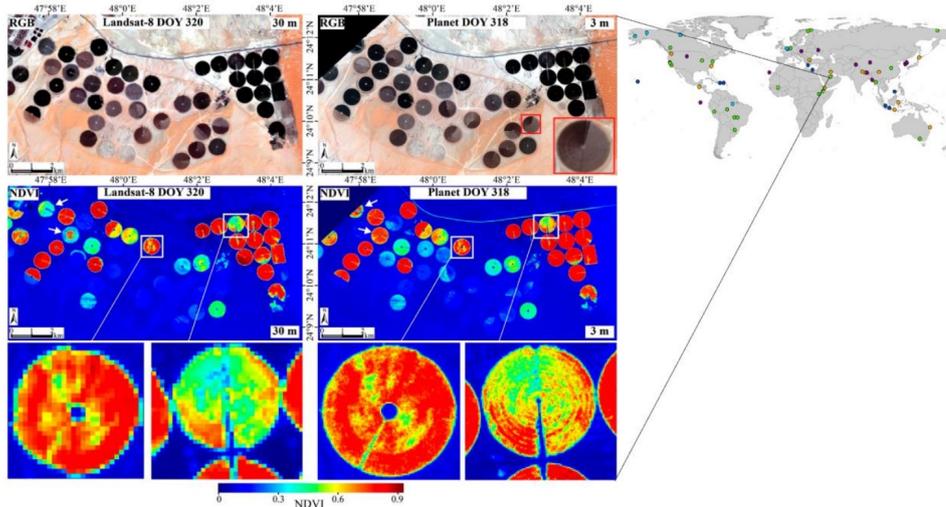


Figura 5 – Comparativo de estudos NDVI executados com dados do LANDSAT (à esquerda) e Planet (à direita). FONTE: (NAGEL; NOVO; KAMPEL, 2020)

## 5.2 Estudos de áreas urbanas

No intuito de entender e planejar a expansão de zonas urbanas, mapear o uso e cobertura da terra e afins, estudos baseados em imagens satelitais podem ser executados. Assim como o tópico anterior, estes se beneficiam da utilização de imageamento satelital para observação e caracterização de grandes áreas de forma confiável.

As técnicas analíticas utilizadas para tratamento de dados relevantes a esta área se baseiam em comparação de imagens por métodos como o MLC, ou Maximum Likelihood Classification, baseados principalmente sobre as bandas VIS e NIR, como o tópico anterior, havendo também algumas leituras úteis na banda MIR. (AL-BILBISI, 2019) (WU; LI; YU, 2015)

Sensores encontrados na bibliografia englobam o MODIS, TM da classe LANDSAT e dados espectrais do SPOT. Logo, similarmente ao tópico anterior, pode-se presumir que qualquer plataforma capaz de imageamento espectral nas bandas relevantes supracitadas possa fornecer os dados necessários a este campo de estudo. Assim sendo, podemos citar como exemplos relevantes as mesmas missões citadas anteriormente, Aalto -1 e PlanetS-

cope, uma vez que as bandas imageadas por estas podem ser utilizadas satisfatoriamente também nesta área.

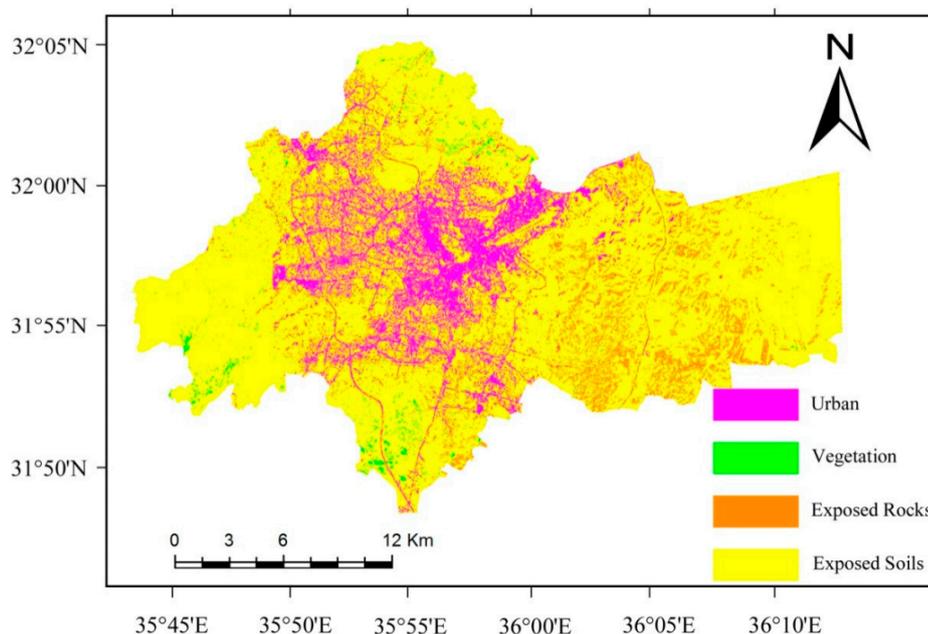


Figura 6 – Classificação de uso da terra baseada em dados do LANDSAT ETM+.  
FONTE: (AL-BILBISI, 2019)

### 5.3 Estudos de corpos d'água

Estudos relacionados a corpos d'água podem requerer dados de grandes extensões da superfície terrestre, no caso de oceanos ou grandes rios e lagos, o que faz com que o sensoriamento remoto via satélite seja a opção mais viável para a captação dos dados relevantes.

Diferentes estudos podem ser realizados para diferentes parâmetros observados, como por exemplo pesquisas a respeito da cor dos oceanos que podem indicar desvios, como reprodução anormal de algas ou ajudar a identificar derramamentos de óleo. Estudos neste sentido utilizam normalmente informações extraídas nas bandas de luz visível e infravermelho próximo. Como já discutido nos tópicos anteriores, não há motivos para crer que nano satélites não possam ser aplicados para a captação de tais dados.

Outro tipo de análise frequentemente realizada com relação à corpos d'água é a altimetria. Satélites convencionais frequentemente utilizam radares ativos mono-estáticos para aferir a altitude relativa com precisões de cerca de 3 centímetros. Conforme discutido, aplicações de tecnologia RaDAR em CubeSats ainda é problemática devido a questões de potência disponível e resfriamento do sensor.

Todavia, uma outra abordagem tem oferecido resultados satisfatórios em relação à altimetria, os chamados radares bi-estáticos, através de reflectometria GNSS, onde receptores passivos captam os sinais de sistemas globais de navegação (GPS, GLONASS, Beidou entre outros) refletidos pela superfície terrestre. Esta abordagem fornece uma fonte de iluminação ativa e georreferenciada independente dos sistemas do satélite que capta os dados, o que contorna a limitação de potência relacionada aos nano satélites.

Aplicações da tecnologia GNSS têm sido estudadas como alternativas aplicadas aos CubeSats, e a constelação Spire já é capaz, de acordo com os relatórios iniciais (NGUYEN *et al.*, 2020), de fazer aferições altimétricas sobre gelo e corpos d'água com precisões em torno de 3 centímetros como os satélites convencionais.

## 5.4 Detecção de incêndios e focos de calor

Detecção de focos de incêndio e fontes anormais de calor tem grande utilidade para dados observados via satélite, por exemplo se tratando de incêndios florestais. Devido à natureza deste tipo de evento, por vezes ocorrendo em locais completamente isolados de qualquer população humana, pode ser que a única possibilidade de observação destes se faça através do sensoriamento remoto satelital.

As primeiras observações voltadas a este tipo de análise ocorreram através de sensores AVHRR, seguidos por dados dos sensores MODIS e outros como o SEVIRI. Em comum entre as diferentes observações e sensores estão as bandas espectrais utilizadas em torno de 3,9  $\mu\text{m}$  e 10,8  $\mu\text{m}$ , bandas infravermelhas de ondas médias, também conhecidas como infravermelho térmico, ou TIR. (PHILIP, 2007) (CSISZAR; MORISETTE; GIGLIO, 2006)

Como anteriormente explorado, a adaptação de sensores capazes de observações nas bandas TIR é problemática para nano satélites uma vez que a captação de dados de qualidade com uma razão sinal ruído aceitável depende de resfriamento criogênico do sensor e, requerendo métodos de controle térmico ativos que conforme capítulos anteriores, não foram até o presente momento bem adaptados ao contexto dos CubeSats.

Ainda em tempo, conforme identificado no capítulo 4, uma alternativa ao uso de sensores convencionais resfriados seria a utilização de microbolômetros não resfriados. Todavia, até o momento estes sensores não apresentam uma resolução equiparável à dos sensores já tradicionais nestas observações. Neste quesito então, é identificado como necessário um maior amadurecimento tecnológico para que se faça completamente viável a aplicação de nano satélites neste campo de pesquisa.

## 5.5 Estudos meteorológicos

Estudos meteorológicos, bem como os estudos referentes aos corpos d'água anteriormente discutidos, tem diversas vertentes, para as quais são analisados diferentes conjuntos de dados. Em termos de mapeamento de nuvens e perfilamento destas, a abordagem mais comum é a utilização de radares mono-estáticos ativos.

Neste sentido, conforme comentado, nano satélites apresentam aplicação problemática devido às limitações de potência embarcada e controle térmico. Todavia, a adaptação desta tecnologia era considerada não viável, e avanços concretos foram alcançados à exemplo da missão RainCube com seu radar em banda Ka embarcado, capaz de traçar o perfil de nuvens e chuva. É válido novamente citar as limitações de operação visto que não é capaz de operar em tempo integral, mas apesar de suas limitações no momento da escrita deste trabalho, a aplicação de CubeSats para este fim não é classificada como inviável, mas como problemática.

Outras aplicações no setor de estudos meteorológicos incluem sondagens atmosféricas, campo onde CubeSats têm sido experimentados com uma boa margem de sucesso através da aplicação de sensores GNSS, neste caso no modo de ocultação, aferindo as distorções e atenuações dos sinais GNSS ao atravessar a atmosfera terrestre. (MUNOZ-MARTIN et al., 2021) (MASTERS, 2018). Radiômetros espectrais na faixa de micro-ondas podem ainda ser utilizados, com foco em observações de umidade e temperatura atmosférica.

Desta forma, tomando como base a análise executada, pode-se dizer que houve avanço significativo em termos gerais na viabilidade da aplicação de CubeSats para missões de observação da terra. Assim, no modelo da tabela 1, segue abaixo um parecer deste trabalho com relação ao patamar atualizado das aplicações possíveis.

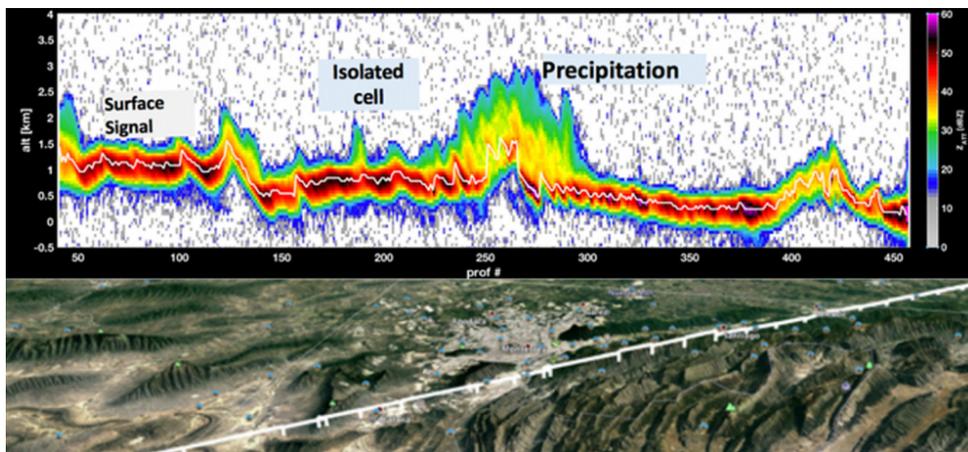


Figura 7 – Primeira observação de precipitação realizada pelo RainCube, sobre o México em 2018. FONTE: (PERAL et al., 2019)

Tecnologia	Viabilidade (Factível / Problemático / Não factível)	Justificativa
Instrumentos de química atmosférica	Factível	Sensores não resfriados na faixa TIR
Sondagens de temperatura e umidade atmosféricas	Factível	
Radares de perfilamento de nuvens e chuva	Problemático	Potência, controle térmico e taxa de downlink limitam a operação plena (RainCube)
Radiômetros para balanço da radiação terrestre	Factível	
Instrumentos de gravidade	Factível	Óptica otimizada a menores formatos e links mais ágeis para downlink, pré processamento dos dados e compactação (PlanetScope)
Imageadores ópticos de alta resolução	Factível	
Radares microondas imageadores	Problemático	Potência, controle térmico e taxa de downlink limitam a operação plena (CIRES)
Radiômetros imageadores multi espectrais (VIS/IR)	Factível	Resoluções ainda muito abaixo dos sensores tradicionais, mas viável (Aalto-1)
Radiômetros imageadores multi espectrais (passive microwave)	Problemático	Capacidade de imageamento limitada
Lidares	Não factível	Apesar dos avanços citados, devido à falta de testes, ainda classificado como inviável
Imageadores de raios	Factível	Potência, controle térmico e taxa de downlink limitam a operação plena (HARP)
Instrumentos de campo magnético	Factível	
Radiômetros de múltiplas direções/polarizados	Problemático	
Instrumentos de cor dos oceanos	Factível	
Órbita de precisão	Factível	Dimensões. Todavia têm sido exploradas soluções com reflectometria GNSS.
Altímetros Radar	Não factível	
Escaterômetros	Não factível	Dimensões

Tabela 2 – Tabela de viabilidade sugerida ao fim das análises executadas

## 6 Caso de estudo: imageamento amazônico

No intuito de analisar a viabilidade de CubeSats como plataformas de observação da terra relevantes, este estudo busca agora então apresentar uma modelagem básica de uma missão CubeSat que seja capaz de suprir um segmento de captação de dados tradicionalmente executado por satélites convencionais, o imageamento da Amazônia Legal brasileira.

### 6.1 Do objeto de estudo: a Amazônia Legal

Formalmente estabelecida no ano de 1953, através da lei de número 1806 de 06 de janeiro do ano citado, a Amazônia Legal é uma área de 5.217.423 km<sup>2</sup> delimitada politicamente, compreendendo em sua totalidade oito estados brasileiros, sendo eles Acre, Amapá, Amazonas, Mato Grosso, Pará, Roraima, Rondônia e Tocantins, bem como parte do estado do Maranhão. (JÚNIOR; CONTINI; NAVARRO, 2011)

Devido a sua extensão e principalmente a sua localização, que abrange completamente a floresta amazônica territorial brasileira, a Amazônia Legal é uma região de grande interesse estratégico por incluir em seus limites três biomas diferentes: a Amazônia brasileira, parte do cerrado e do pantanal mato-grossense, bem como suas respectivas faunas e floras extremamente diversas. Outro ponto relevante de suma importância é a bacia hidrográfica amazônica, que é considerada a maior bacia hidrográfica do mundo sendo estimada em um quinto do volume total de água doce disponível na terra. (OECD, )

Desta forma existem então diversos programas e projetos, e principalmente um grande idealismo em torno da preservação dos biomas da Amazônia Legal tendo em vista sua biodiversidade e demais fatores relevantes à manutenção do clima como o potencial de captura de carbono e regulação climática. Movimentos estes que recorrentemente vão de encontro a interesses como a expansão de fronteiras agrícolas, extração madeireira e exploração mineral, os quais ocasionam ano após ano o aumento das áreas desmatadas dentro dos limites da região.

Logo, por se tratar de uma extensa região de elevado valor estratégico, é justificável que um acompanhamento do desenrolar da ocupação e exploração da região seja realizado, provendo os órgãos competentes com informações necessárias a tomada de decisões quanto às políticas de desenvolvimento local implementadas.

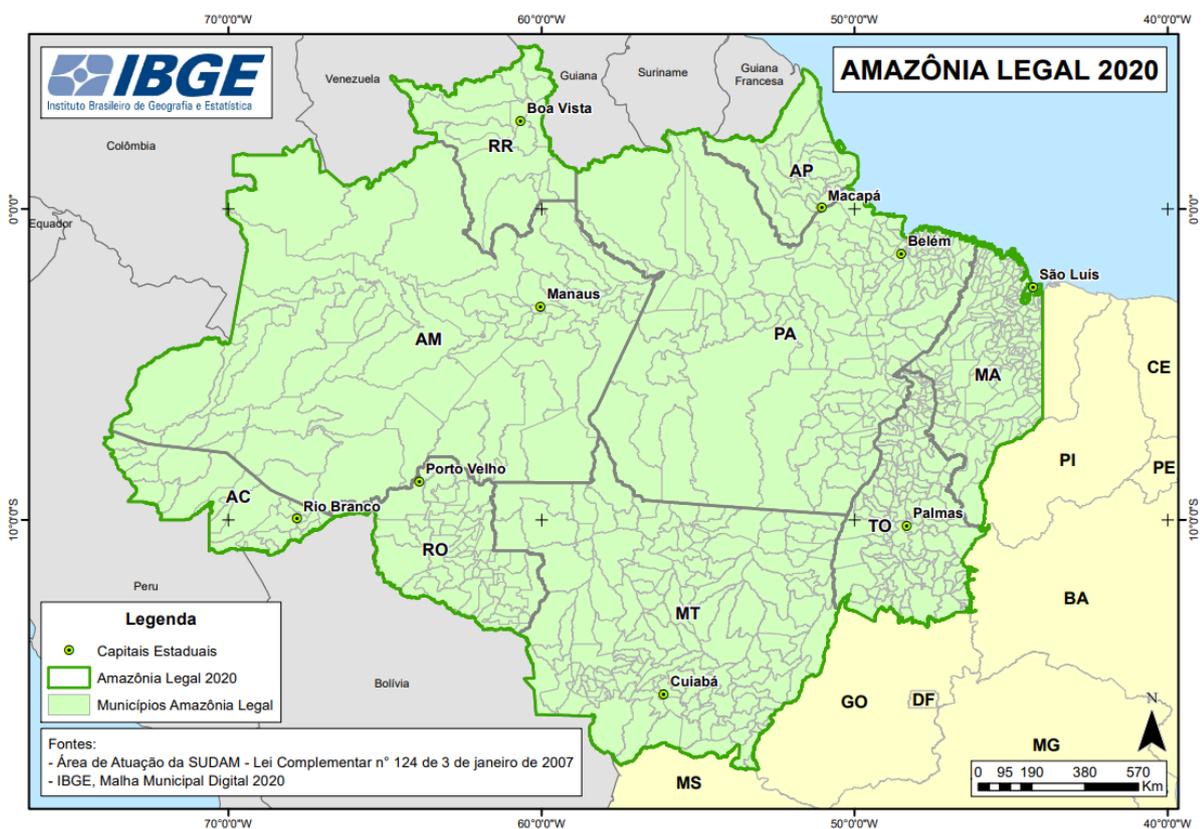


Figura 8 – Limites da Amazônia Legal conforme definido pelo IBGE em 2020. FONTE: (IBGE, )

## 6.2 Dos programas e missões atuais

Já estabelecida a região de interesse para este caso de estudo, passa-se então a uma análise dos programas relacionados ao sensoriamento remoto e missões relacionadas vigentes. Como já abordado no tópico 5.1 deste trabalho, missões de sensoriamento satelitais voltadas ao imageamento terrestre fazem ampla utilização de dados captados nos espectros VIS e NIR, uma vez que estas frequências são de grande valia em técnicas de processamento de dados que fornecem produtos como índices de cobertura vegetal e a saúde desta vegetação.

Tendo em vista a elevada importância da Amazônia Legal para o Brasil bem como para o mundo, fazem-se necessárias pesquisas e estudos que acompanhem o desenvolvimento humano na região, bem como acompanhar fenômenos naturais que ocorram nesta. Por este motivo, desde o ano de 1988, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) elabora anualmente o relatório de desmatamento amazônico, produto do programa continuado PRODES.

O PRODES utiliza em suas atividades dados advindos de diferentes satélites, primariamente imagens dos satélites classe LANDSAT, mais propriamente dos sensores TM

e OLI, de resolução espacial moderada de 30 metros por pixel com uma taxa de revisita de 16 dias. Adicionalmente, no intuito de reduzir o tempo de revisita, recentemente têm sido utilizadas ainda imagens fornecidas pelo satélite sino-brasileiro CBERS-4 e pela plataforma SENTINEL-2, operada pela Agência Espacial Europeia (ESA). (INPE, c)

Devido à grande extensão do território objeto de estudo do programa, a metodologia aplicada pelo PRODES envolve a divisão da Amazônia Legal em cenas, as quais são processadas e posteriormente concatenadas para entregar o produto final, o estudo da região completa. Inicialmente um projeto que envolvia grande empenho manual, visto que os dados eram analisados e processados manualmente através da impressão e análise visual de cada cena, o PRODES foi adaptado à era digital a partir de 2002, passando a se valer de meios computacionais de processamento dos dados recebidos, tornando o estudo mais ágil. (DUARTE et al., 1999)

Diretamente relacionado, embora com propósito diferente, o DETER, assim como o PRODES, é desenvolvido continuamente pelo INPE desde o ano de 2004. Enquanto o programa PRODES visa montar o panorama anual do avanço do desmatamento sobre a Amazônia Legal, o DETER por outro lado visa gerar alertas de desmatamento em tempo real. Inicialmente utilizando dados captados pelos satélites Terra, operado pela NASA, e CBERS-2B, satélite sino-brasileiro operado pelo próprio INPE. Os sensores utilizados para estas observações são respectivamente o MODIS e o WFI, ambos com resolução espacial na casa dos 250 metros por pixel e tempo de revisita não maior que 5 dias. (INPE, a)

Desde 2015 no entanto, o INPE passou a operacionalizar uma nova versão do DETER, que passou então a utilizar como fonte de dados primária os sensores WFI da plataforma sino-brasileira CBERS-4 e AWiFS de satélite indiano IRS (Indian Remote Sensing satellite), efetivamente trazendo uma melhora substancial em termos de resolução espacial, uma vez que estes sensores possuem resoluções de 64 e 56 metros respectivamente. Esta atualização possibilita a detecção de novos trechos de desmatamento de menores dimensões, habilitando o DETER a emitir alertas de forma mais rápida. A entrada em serviço operacional do satélite Amazônia-1, desenvolvido pelo INPE, está prevista para contribuir com os esforços do DETER, melhorando a resolução temporal ao trazer a taxa de revisita para dois dias.

Ainda além, à parte dos programas governamentais continuados, diversas pesquisas independentes utilizam imageamento via satélite da região amazônica para os mais diversos fins, como trabalhos voltados aos impactos da derrubada seletiva (ASNER et al., 2004), voltados ao acompanhamento e estimativa de queimadas (SETZER; PEREIRA; JR., 2009), análises a respeito do uso da terra na região de interesse (CARDILLE; FOLEY, 2002), dentre outros. Esta miríade de dados e análises fornecidos por diversos estudos e pesquisas são de grande relevância para o acompanhamento e planejamento do manejo

da região da Amazônia Legal no longo prazo.

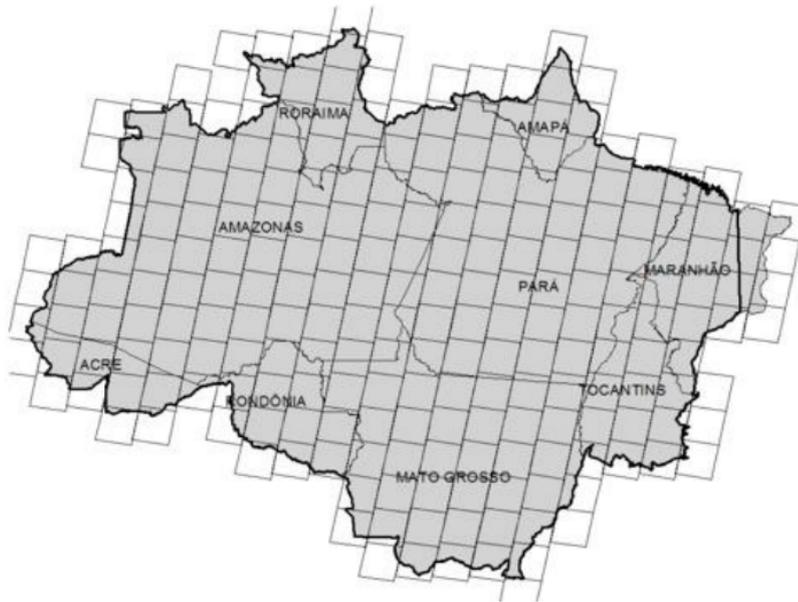


Figura 9 – Divisão das cenas utilizadas pelo PRODES. FONTE: (SOUZA et al., 2019)

## 6.3 AmazCube: esboçando uma missão CubeSat de imageamento amazônico

### 6.3.1 Definindo o escopo

Para que se possa esboçar uma missão CubeSat com boas chances de sucesso, especialmente se tratando de uma tentativa de adaptação de campos tradicionalmente estudados por plataformas satelitais complexas, é necessário analisar o espectro de aplicações e selecionar propósitos cuidadosamente, tendo em vista que, conforme anteriormente abordado, muitas tecnologias de sensoriamento remoto ainda não são completamente adaptáveis ao fator de forma reduzido do padrão CubeSat.

Desta forma, considerando as missões e programas dispostos dentre os diversos existentes, este trabalho busca por desenvolver uma missão que possa se enquadrar em um dos programas de estudo permanentes do INPE, seja este o PRODES ou o DETER. Logo, ao executar uma breve análise de requisitos, percebe-se que devido a metodologia aplicada no tratamento dos dados do PRODES a qual utiliza dados captados na banda de infravermelho de ondas curtas, ou SWIR, já é estabelecida uma barreira tecnológica considerável a aplicação de CubeSats no intuito deste programa visto que na bibliografia não foram encontrados bons exemplos de sensores imageadores SWIR aplicados em nano satélites. (SOUZA et al., 2019)

Portanto o foco se volta então ao programa DETER, este mais atrativo ao desenvolvimento de uma missão nano satélite, visto que os dados utilizados no âmbito deste programa são captados em bandas VIS + NIR em resolução moderada que, conforme anteriormente explorado neste artigo, são já atualmente bem exploradas com o avanço dos sensores imageadores adaptados a CubeSats. Toma-se como referência então os satélites CBERS-4 e Amazônia-1, mais precisamente os respectivos sensores aplicados no âmbito do DETER, WFI (Wide Field Imager) e AWFI (Advanced Wide Field Imager), cujos dados são apresentados na tabela 3.

	WFI (CBERS-4)	AWFI (Amazônia-1)
Tipo de órbita	Heliossíncrona	Heliossíncrona
Altitude	778 km	752,4 km
Inclinação orbital	98,504°	98,405°
SWATH	866 km	754 km
Hora local de passagem	10:30	10:30
Resolução espacial	64 m	40 m
Tempo de revisita	5 dias	5 dias
Bandas		
Vermelho	630 – 690 nm	630 – 690 nm
Verde	520 – 590 nm	520 – 590 nm
Azul	450 – 520 nm	450 – 520 nm
Infravermelho próximo	770 – 890 nm	770 – 890 nm

Tabela 3 – Características dos sensores WFI e AWFI. FONTE: (EPIPHANIO, 2011) e (SCADUTO et al., 2010)

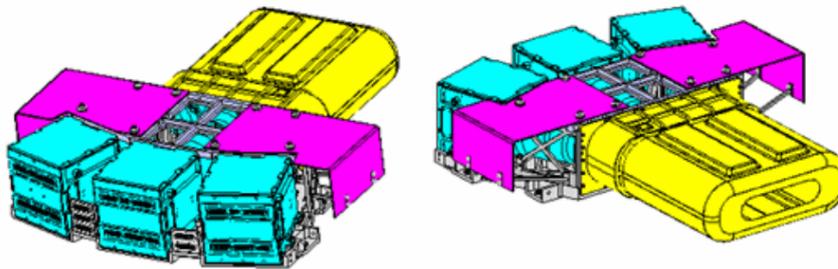


Figura 10 – Conceito do sensor AWFI. FONTE: (SCADUTO et al., 2010)

De posse então dos dados de referência, pode-se notar que apesar das gerações dos sensores serem diversas entre si, as bandas de captação são as mesmas. Outras similaridades entre as plataformas são as órbitas adotadas, sendo estas comuns entre satélites de aplicação voltada ao imageamento terrestre. Adotando então estes parâmetros como guia, pode-se dar início ao esboço de uma missão CubeSat que seja adequada a aplicações similares.

## 6.3.2 Diretivas de projeto

### 6.3.2.1 Sensor

Levando-se em consideração que a missão proposta deve cumprir com requisitos claros para que se enquadre no âmbito do programa DETER, o sensor a ser embarcado no projeto deve necessariamente ser capaz de captar dados nas frequências espectrais apresentadas pelos sensores WFI/AWFI. Tendo em vista que a operação destes sensores se dá nas bandas VIS + NIR e que exemplos de CubeSats capacitados para este tipo de operação já foram apresentados neste trabalho, conclui-se a viabilidade, cabendo então a seleção do sensor mais adequado ao programa.

No intuito de manter próximos aos sensores de referência os valores de SWATH e resolução espacial, foram considerados por este trabalho os sensores Chameleon e Gecko, ambos produzidos pela Space Advisory Company, e o sensor MultiScape50 CIS, produzido pela companhia Simera Sense. Os dados relevantes no quesito desta seleção são dispostos na tabela 4.

	Chameleon	Gecko	MultiScape50 CIS
Resolução espacial (@ 500 km)	12 m	20 m	29,3 m
SWATH (@ 500 km)	49 km	41 km	120 km
Bandas de captação	VIS + NIR	VIS + NIR	VIS + NIR
Bits/pixel	10 ou 12 (configurável)	8 ou 10 (configurável)	12
Dimensões	200 mm X 97 mm X 96 mm	58 mm X 97 mm X 96 mm	95,9 mm X 90,2 mm X 112 mm
Massa	1,6 kg	0,5 kg	0,37 kg
Potência requerida em operação	7 W	3,5 W	7 W
Potência requerida em espera	5 W	2,5 W	4 W

Tabela 4 – Características dos sensores Chameleon, Gecko e MultiScape50 CIS. FONTE: (SPACE ADVISORY COMPANY, a), (SPACE ADVISORY COMPANY, b) e (SPACE ADVISORY COMPANY, c)

Levando-se em consideração o posicionamento do CubeSat proposto em órbita similar a dos satélites CBERS-4 e Amazônia-1 no intuito de manter as características da órbita heliossíncrona, recalcula-se a resolução espacial e SWATH dos sensores dispostos conforme segue na tabela 5.

Considerando a metodologia do programa DETER, que tem como variável crucial o tempo de revisita, faz-se a escolha de projeto então pelo sensor MultiScape50 CIS, da Simera Sense, sacrificando em parte a resolução espacial em benefício de uma maior visada.

	Chameleon	Gecko	MultiScape50 CIS
Resolução espacial (@ 778 km)	18,6 m	31,1 m	45,6 m
SWATH (@ 778 km)	76,2 km	63,8 km	186,7 km

Tabela 5 – SWATH e resolução espacial dos sensores Chameleon, Gecko e MultiScape50 CIS a 778 km. FONTE: Autoria própria

Todavia, ainda assim faixa de imageamento neste caso ainda se encontra significativamente abaixo dos 754 km obtidos pelo sensor AWFLI.

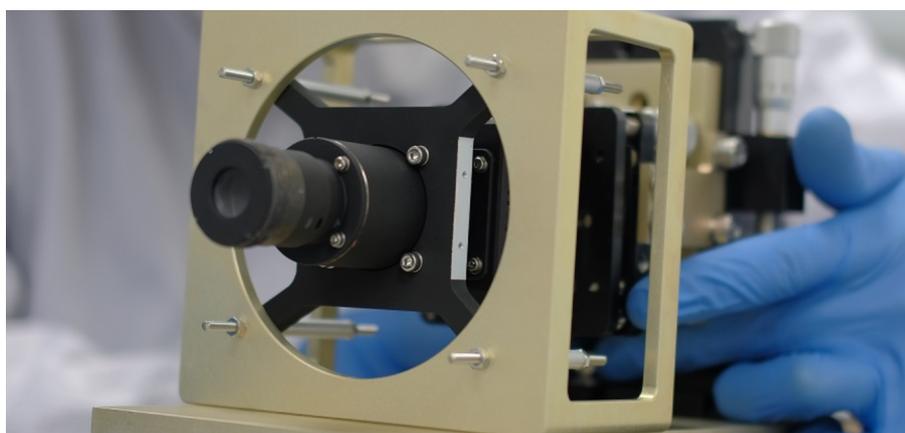


Figura 11 – Sensor imageador Simera MultiScape50 CIS. FONTE: (SPACE ADVISORY COMPANY, c)

Desta forma, surgem então duas possibilidades quanto ao modelo de operação: a utilização de uma única plataforma CubeSat, dotada de um imageador (visto que razões de potência disponível e banda limitada de comunicação tornam proibitivo o embarque de mais de um sensor na mesma plataforma) o que, considerando a missão LANDSAT 8, forneceria uma resolução temporal de aproximadamente 16 dias, ou a utilização de uma constelação composta de quatro ou cinco CubeSats em formação, para um SWATH total de 672,12 km ou 840,15 km respectivamente (considerando-se uma sobreposição lateral de 10% entre as cenas dos diferentes satélites para efeito de facilitar o posterior processamento e concatenação), faixas de visada equiparáveis a das missões CBERS-4 e Amazônia-1 hoje utilizadas para efeitos do programa DETER, com resolução temporal de 5 dias.(INPE, b)

### 6.3.2.2 Comunicações

Determinado anteriormente neste trabalho como um ponto sensível à aplicação de CubeSats em missões que gerem grandes quantidades de dados, para que se analise a viabilidade da missão aqui proposta neste quesito deve-se primeiro determinar uma estimativa da quantidade de dados gerados a bordo. Para tanto pode-se calcular baseando-

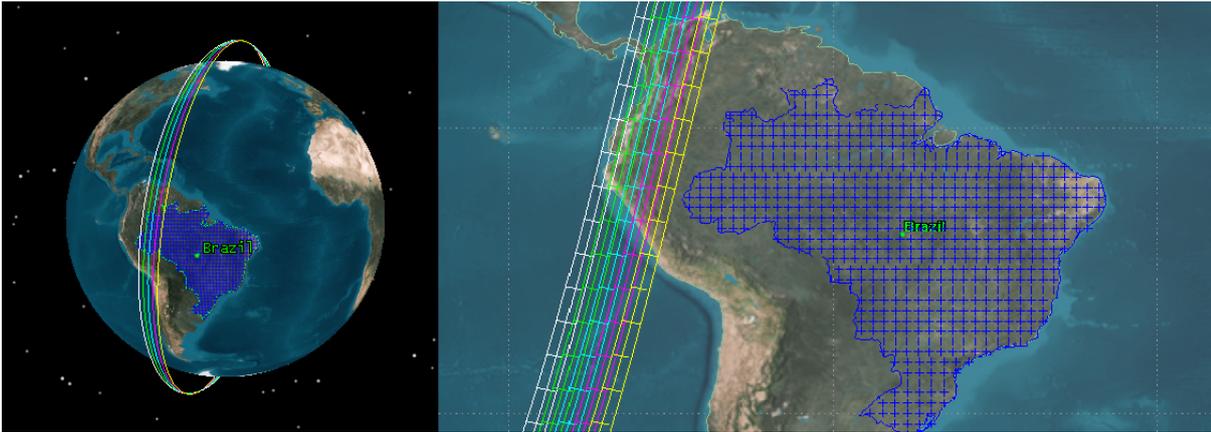


Figura 12 – Ilustração das trilhas para uma constelação de 5 satélites. FONTE: Autoria própria

se no sensor escolhido para desempenhar a missão. O MultiScape50 CIS apresenta 4096 pixels por linha, o que multiplicado pela quantidade de bits por pixel entrega um valor de 49.152 bits por linha. Assumindo-se um formato de captação de cenas quadradas de 186,7 km X 186,7 km, tem-se que uma cena captada pelo satélite proposto terá a importância de 201.326.592 bits, ou por conveniência, aproximadamente 201,33 MBits.

Tomando-se então as dimensões da Amazônia Legal como parâmetro, o maior sobrevoo possível em termos de distância linear seria de aproximadamente 1600 km, que divididos por 186,7 km da altura de cada cena imageada, fornece o número de 8,57 cenas que, ao considerar apenas cenas inteiras, elevasse para 9 cenas necessárias para captar completamente a maior passagem possível sobre a Amazônia Legal. Multiplicando então o número de cenas pela quantidade de dados gerados por cada uma destas, tem-se o máximo de 1.811,94 MBits por passagem do satélite sobre a região de interesse.

Devido a esta grande quantidade de dados, percebe-se, como anteriormente citado, que o tópico de comunicações tem elevada importância a missões CubeSat de observação da terra devido a seu potencial limitante. No intuito de analisar a viabilidade da missão aqui proposta, são executados cálculos estimados de tempo de transferência para três diferentes transceptores em três diferentes bandas, vide tabela 6.

Percebe-se que a quantidade de dados gerada é proibitiva para comunicações de classe VHF/UHF devido a banda restrita. Todavia, existe viabilidade na já comprovada banda-S. Considerando o tempo estimado de download dos dados de quase 9 minutos, seriam necessárias duas passagens sobre estações de solo para o descarregamento completo dos dados captados. Já em banda-X o tempo de transferência diminui de forma significativo, permitindo não apenas o download completo em uma única passagem sobre estação de solo, mas abrindo possibilidade para que se execute imageamento de outras zonas de interesse que não a Amazônia Legal.

	ISIS UHF/VHF full duplex transceiver	ISIS high data rate S-Band transceiver	EnduroSat X-Band transceiver
Taxa de transferência (Máx)	0,0096 Mbits	3,4 Mbits	150 Mbits
Tempo de acesso necessário para transferir 1.811,94 Mbits.	3145,73 Minutos	8,88 Minutos	0,20 Minutos
Potência requerida (Tx)	4 W	13 W	12 W
Massa	75 g	132 g	270 g

Tabela 6 – Características e tempos de transmissão dos transceptores de referência. FONTE: (ISISPACE GROUP, c), (ISISPACE GROUP, b) e (ENDUROSAT, )

Desta forma tem-se então duas possibilidades para o design, ambas viáveis, dependendo a seleção de fatores como custo por unidade e demais variáveis de projeto não atreladas a viabilidade tecnológica em si.

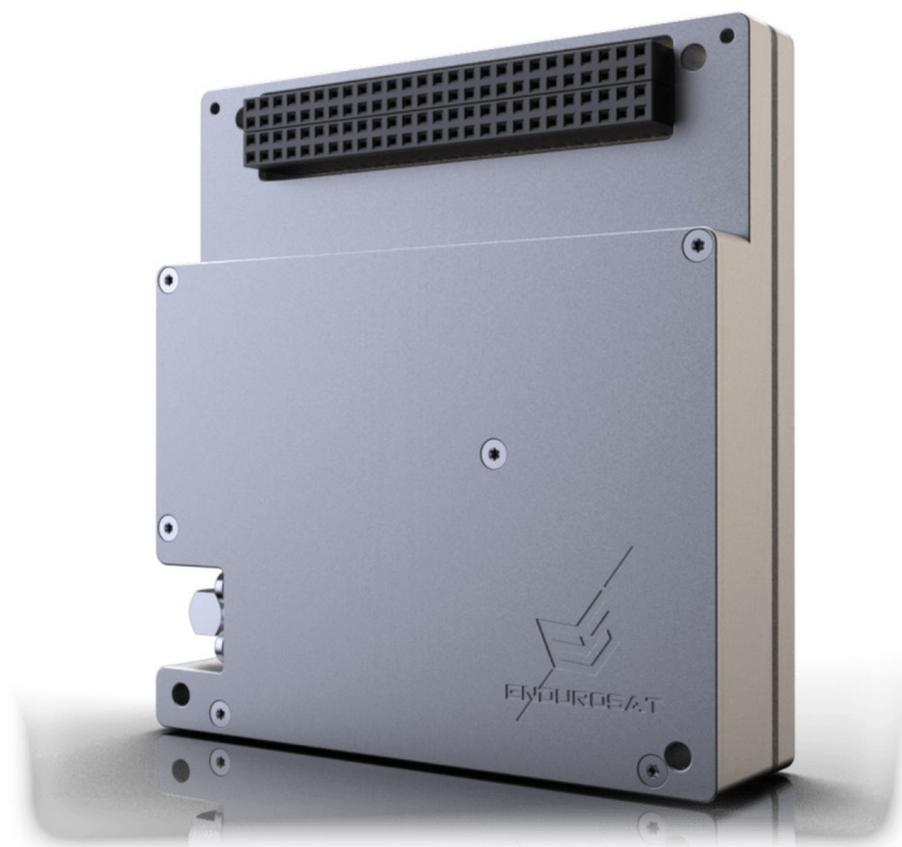


Figura 13 – Transceptor banda-X Endurosat. FONTE: (ENDUROSAT, )

### 6.3.2.3 Manejo de dados

Tendo em vista que tanto na bibliografia quanto no desenvolvimento deste estudo o manejo de dados não foi identificado como fator potencialmente limitante, inclusive apresentando possibilidades de alta demanda como o pré-processamento de dados coletados pela missão RainCube, não há motivos para crer que este requisito seria limitante para a missão aqui proposta, visto que não é previsto a utilização de nenhum artifício extraordinário computacionalmente demandante.

É adotado como parâmetro então, para efeito de cálculo, um padrão médio do que foi encontrado em uma pesquisa de componentes oferecidos comercialmente, de forma que OBDH deve apresentar um processador com clock em torno de 400 MHz, com um consumo em torno de 1 Watt. (ISISPACE GROUP, a)

### 6.3.2.4 Determinação e controle de atitude

Tópico de grande relevância para missões de imageamento georreferenciado devido às divergências que falhas de apontamento podem causar no produto esperado. Todavia, a exemplo da missão CIRES anteriormente citada capaz de determinação e controle em nível de arco-segundos, avanços tecnológicos recentes já suplantaram este potencial impedimento.

Desta forma, baseando-se no detector de estrelas ST-16RT2 da Sinclair Interplanetary e em soluções de controle de atitude disponíveis comercialmente, é realista que a missão proposta possua capacidades de determinação e controle de atitude em níveis inferiores a  $0,01^\circ$ , com consumo médio em torno de 2 Watts.

Considerando-se a altitude orbital de 778 km, o erro de apontamento de  $0,01^\circ$  ocasionaria uma incerteza de mais ou menos 136 metros. (XIA et al., 2017)

### 6.3.2.5 Propulsão

Considerando uma órbita de 778 km onde o arrasto atmosférico é baixo, a princípio módulos de propulsão não seriam de fato primordiais, todavia, devido à natureza da missão ser voltada ao imageamento georreferenciado, a manutenção correta dos parâmetros orbitais tem impacto direto sobre a precisão do produto. Leve-se em consideração ainda a possibilidade de executar a retirada de órbita do satélite após o fim de sua vida útil e ainda a possibilidade de operação como constelação, que requer voo em formação, e a presença de um propulsor a bordo do satélite proposto se torna de fato importante.

É recomendado então que seja embarcado um propulsor, o que não é um impedimento direto a operação com CubeSats visto exemplos bem-sucedidos anteriormente citados e os avanços tecnológicos observados. Propulsores a gás frio são viáveis para correção orbital e voo em formação de precisão conforme (RANKIN et al., 2005), mas devido

a características como maior impulso específico, idealmente emprega-se neste caso um propulsor elétrico como o Enpulsion Nano, que apresenta de 2000 a 6000 segundos de impulso específico, possibilitando mudanças e correções orbitais por um período mais longo e estendendo a vida útil da missão.(ENPULSION, )



Figura 14 – Propulsor Enpulsion Nano. FONTE: (ENPULSION, )

#### 6.3.2.6 Massa e fator de forma

Definidos os componentes chave, pode-se então ter uma noção do fator de forma do satélite e sua massa. Para tanto, são dispostos os dados disponíveis na tabela 7, considerando-se os maiores valores apresentados nos tópicos anteriores.

Módulo	Massa	Dimensões
Sensor	0,37 kg	95,9 mm X 90,2 mm X 112 mm
Transceptor	0,27 kg	98.81 mm X 93.26 mm X 27.52 mm
OBDH	0,10 kg	96 mm X 90 mm X 12.4 mm
ADCS	0,48 kg	162 mm X 156 mm X 138 mm
Propulsor	0,9 kg	100 mm X 100 mm X 82,5 mm
EPS	2 kg	90 mm X 96 mm X 57 mm
Estrutura	0,5 kg	-
Total	4,62 kg	>3U

Tabela 7 – Massa e dimensões dos componentes. FONTE:

Tendo-se então uma massa total estimada em 4,62 quilogramas e dimensões que excedem o padrão 3U, infere-se então que o satélite proposto terá fator de forma 6U, suficiente para acomodar as dimensões dos equipamentos embarcados bem como a massa total, atendendo desta forma aos requisitos do padrão CubeSat. (PUIG-SUARI et al., 2000)

### 6.3.2.7 Potência

Definido ao longo deste estudo como ponto limitante em diversos aspectos de projeto para missões CubeSat, a potência disponível a bordo tem o potencial de provar viável ou inviável um projeto. Desta forma, tendo em vista o fator de forma 6U que provê uma área externa total de 0,22 metros quadrados e assumindo um valor médio de rendimento dos painéis solares de 29

No caso de painéis fixos onde 90% da superfície do satélite é recoberta por placas solares, o pior caso de geração, com uma das menores superfícies de 0,02 m<sup>2</sup> exposta diretamente a luz solar, entregaria uma geração de 7,308 Watts, enquanto a exposição de um dos maiores painéis (frontal ou traseiro) com 0,06 m<sup>2</sup> seria capaz de gerar 21,924 Watts em situação ideal. Ao considerar painéis solares extensíveis e apontáveis, no intuito de garantir sempre o melhor aproveitamento possível, aproveita-se completamente a área de captação, fornecendo uma potência instantânea de 80,388 Watts.

Todavia, considere-se que o satélite será exposto à luz solar em apenas 50% do ciclo e desconsiderando o albedo para efeito de cálculo, e tem-se as potências médias de 3,654 W, 10,962 W e 40,194 W respectivamente para os três casos. Da mesma forma, alguns dos módulos embarcados, como o sensor imageador ou o módulo propulsor, não estarão operando continuamente ao longo do tempo. Desta forma, segue na tabela 8 um comparativo entre a potência gerada e o consumo médio dos módulos embarcados para o caso 1 (com painéis extensíveis), e na tabela 9 para o caso 2 (ideal de painel fixo com a maior superfície exposta ao sol).

Módulo	Potência de pico [W]	Ciclo de trabalho	Potência média [W]
Painéis solares	80,388	0,5	40,194
Sensor	- 7	0,2	- 1,4
Transceptor	- 12	0,1	- 1,2
OBDH	- 1	1	- 1
ADCS	- 4	1	- 4
Propulsor	- 40	0,01	- 0,4
Margem Total			32,194

Tabela 8 – Potência gerada para o caso 1 (Painéis extensíveis). FONTE: Autoria própria

O que se pode perceber é que a geração relativa ao caso 1 é excessivamente superior à operação planejada do satélite, enquanto o caso 2 mantém uma margem média menor,

Módulo	Potência de pico [W]	Ciclo de trabalho	Potência média [W]
Painéis solares	21,924	0,5	10,962
Sensor	- 7	0,2	- 1,4
Transceptor	- 12	0,1	- 1,2
OBDH	- 1	1	- 1
ADCS	- 4	1	- 4
Propulsor	- 40	0,01	- 0,4
Margem Total			2,962

Tabela 9 – Potência gerada para o caso 2 (Painéis fixos). FONTE: Autoria própria

porém ainda positiva. Conclui-se então que o caso 2 seria suficiente para a operação nos moldes planejados a um custo e complexidade de construção menor que o caso 1, todavia, irá requerer um maior banco de baterias uma vez que a potência de pico por vezes se tornará negativa a depender dos aparados em operação simultaneamente, enquanto o caso 1 trás consigo uma maior flexibilidade de operação devido à margem de potência, no sentido de que permitiria uma maior utilização dos equipamento embarcados para executar imageamento de outras zonas de interesse que não a Amazônia Legal. Desta forma, a opção final de projeto será feita em função de razões orçamentárias e demais aspectos não relacionados à tecnologia disponível.

Assim sendo, pendente de estudos mais aprofundados, este esboço apresenta uma visão geral das viabilidades de uma missão de alto valor científico baseada em uma plataforma CubeSat de forma viável. Estudos posteriores podem ser desenvolvidos no intuito de analisar com mais detalhes custos, compatibilidade de interfaces e demais fatores.



Parte III

Conclusões



## 7 Considerações Finais

Em síntese, levando em consideração os estudos aqui realizados, é possível notar que as possibilidades para missões de observação terrestre através do emprego de CubeSats têm sido constantemente ampliadas, seja através da miniaturização de tecnologias de sensores e da tecnologia de determinação e controle de atitude, seja através da engenharia adaptada às limitações do padrão CubeSat aqui descritas.

Todavia, enquanto alguns campos avançam significativamente em sua aplicabilidade em nano satélites, são também identificados campos chave onde persistem carências tecnológicas, como os campos de potência e controle térmico, limitantes para diversas aplicações de maior complexidade e valor científico agregado.

De toda forma, o esboço de missão executado neste estudo, claro, carente de detalhamento, oferece um panorama atual sobre a viabilidade de uma missão de imageamento amazônico com boas perspectivas, apresentando sensores capazes de contribuir cientificamente a um importante programa governamental, bem como o aparato necessário para que a operação seja bem sucedida.

Ainda além, o envolvimento de empresas e interesse comercial neste tópico, visto o desenvolvimento obtido pela Planet em seus PlanetScopes, traz investimentos significativos e pode incentivar maiores avanços no futuro. Plataformas padrão com intuítos comerciais já tem sido propostas como em (TSITAS; KINGSTON, 2012)(TSITAS; KINGSTON, 2010), facilitando processos de engenharia de missões e abrindo portas para que novas empresas invistam no ramo.

De uma forma ou outra, por universidades, agências governamentais ou empresas privadas, os avanços apresentados desde a publicação de (SELVA; KREJCI, 2012) são evidentes, mas ainda há diversos empecilhos de grande dificuldade técnica a serem superados até ser atingida a aplicabilidade plena de nano satélites em missões de alto valor científico.



# Referências

- AL-BILBISI, H. Spatial monitoring of urban expansion using satellite remote sensing images: a case study of amman city, jordan. *Sustainability*, 2019. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 47.
- ALBERT, M. S. . H. C. . D. E. . M. Cubesat lidar concepts for ranging, topology, sample capture, surface and atmospheric science. *31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2017. Citado na página 43.
- ASNER, G. P. et al. Canopy damage and recovery after selective logging in amazonia: Field and satellite studies. *Ecological Applications*, 2004. Citado na página 56.
- AYDINLIOGLU, A.; HAMMER, M. Compass-1 pico satellite: magnetic coils for attitude control. *Proceedings of the 2nd international conference on recent advances in space technologies*, 2005. Citado na página 28.
- BARBARIC, D.; VUKOVIC, J.; BABIC, D. Link budget analysis for a proposed cubesat earth observation mission. *41st International Convention on Information and Communication Technology, Electronics and Microelectronics (MIPRO)*, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 28 e 35.
- BARBOSA, J. V. M. . R. F.-B. . B. M. . L. R. . H. M. J. The harp hyperangular imaging polarimeter and the need for small satellite payloads with high science payoff for earth science remote sensing. *IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, 2018. Citado na página 38.
- BOUWMEESTER, J.; GUO, J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. *Acta Astronautica*, 2010. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 28.
- CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *CubeSat design specification*. San Luis Obispo, CA, 2009. Citado na página 28.
- CARDILLE, J. A.; FOLEY, J. A. Agricultural land-use change in brazilian amazônia between 1980 and 1995: Evidence from integrated satellite and census data. *Remote Sensing of Environment*, 2002. Citado na página 56.
- COLOMBO, R. et al. Retrieval of leaf area index in different vegetation types using high resolution satellite data. *Remote Sensing of Environment*, 2003. Citado na página 45.
- CSISZAR, I. A.; MORISETTE, J. T.; GIGLIO, L. Validation of active fire detection from moderate-resolution satellite sensors: the modis example in northern eurasia. *IEEE transactions on geoscienceand remote sensing*, 2006. Citado na página 49.
- CUTTIN, A. et al. A ka-band transceiver for cubesat satellites: Feasibility study and prototype development. *48th European Microwave Conference*, 2018. Citado na página 42.
- DUARTE, V. et al. Metodologia utilizada nos projetos prodes e deter. *INPE-6147-PUD/029*, 1999. Citado na página 55.

- ENDUROSAT. *Endurosat X-band Transceiver*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-communication-modules/x-band-transmitter/#request-step-modal>>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado 5 vezes nas páginas 13, 15, 42, 62 e 63.
- ENPULSION. *Enpulsion Nano*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.enpulsion.com/wp-content/uploads/ENP2018-001.G-ENPULSION-NANO-Product-Overview.pdf>>. Acesso em: 15 de set. de 2021. Citado 3 vezes nas páginas 13, 64 e 65.
- EOPORTAL DIRECTORY. *Planet - Flock Imaging Constellation*. [S.l.]. Disponível em: <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/flock-1-imaging-constellation>>. Acesso em: 05 de mai. de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 39.
- EPIPHANIO, J. C. N. Cbers-3/4: características e potencialidades. *Anais XV Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto*, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 57.
- GRIGINETTI, A. et al. Mediterranean vegetation analysis by multi-temporal satellite sensor data. *International Journal of Remote Sensing*, 1997. Citado na página 45.
- IBGE. *Amazônia Legal 2020*. [S.l.]. Disponível em: <[https://geoftp.ibge.gov.br/organizacao\\_do\\_territorio/estrutura\\_territorial/amazonia\\_legal/2020/Mapa\\_da\\_Amazonia\\_Legal\\_2020.pdf](https://geoftp.ibge.gov.br/organizacao_do_territorio/estrutura_territorial/amazonia_legal/2020/Mapa_da_Amazonia_Legal_2020.pdf)>. Acesso em: 07 de set. de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 54.
- INPE. *DETER*. [S.l.]. Disponível em: <<http://www.obt.inpe.br/OBT/assuntos/programas/amazonia/deter/deter>>. Acesso em: 09 de set. de 2021. Citado na página 55.
- INPE. *LANDSAT*. [S.l.]. Disponível em: <<http://www.dgi.inpe.br/documentacao/satelites/landsat>>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado na página 60.
- INPE. *PRODES - Amazônia*. [S.l.]. Disponível em: <<http://www.obt.inpe.br/OBT/assuntos/programas/amazonia/prodes>>. Acesso em: 09 de set. de 2021. Citado na página 55.
- ISISPACE GROUP. *On Board Computer (iOBC)*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/iOBC-Brochure-v1.pdf>>. Acesso em: 15 de set. de 2021. Citado na página 63.
- ISISPACE GROUP. *S-band transceiver*. [S.l.]. Disponível em: <[https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/ISIS-TXS2-DSH-0001-TXS2\\_Datasheet-02\\_01.pdf](https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/ISIS-TXS2-DSH-0001-TXS2_Datasheet-02_01.pdf)>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 62.
- ISISPACE GROUP. *VHF/UHF duplex transceiver*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/VHF-UHF-Full-Duplex-Transceiver-Brochure-web-1.pdf>>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 62.
- JAGPAL, R. K. et al. Calibration and in-orbit performance of the argus 1000 spectrometer - the canadian pollution monitor. *Journal of Applied Remote Sensing*, 2010. Citado na página 29.

- JAYARAN, S. Slucube: innovative high performance nanosatellite science and technology demonstration mission. *Acta astronautica*, 2009. Citado na página 29.
- JÚNIOR, G. B. M.; CONTINI, E.; NAVARRO, Z. Caracterização da amazônia legal e macrotendências do ambiente externo. *Documentos de Apoio 1*, 2011. Citado na página 53.
- KESTILÄ, A. et al. Aalto-1 nanosatellite – technical description and mission objectives. *Geoscientific Instrumentation, Methods and Data Systems*, n. 2, p. 121–130, 2013. Citado na página 37.
- LEPPINEN, J. P. . P. N. . A. K. . H. Aalto-1 nanosatellite mission status and initial observations. *9th European CubeSat Symposium*, 2017. Citado na página 37.
- LEVCHENKO, I. et al. Space micropropulsion systems for cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers. *Applied Physics Reviews*, 2018. Citado na página 44.
- MASTERS, D. Seizing opportunity: Spire’s cubesat constellation of gnss, ais, and ads-b sensors. *Stanford PNT Symposium*, 2018. Citado na página 49.
- MUNOZ-MARTIN, J. F. et al. In-orbit validation of the fimpl-2 instrument - the gnss-r and l-band microwave radiometer payload of the fssc mission. *Remote Sensing*, 2021. Citado na página 49.
- NAGEL, G. W.; NOVO, E. M. L. de M.; KAMPEL, M. Nanosatellites applied to optical earth observation: a review. *Ambiente e Agua - An Interdisciplinary Journal of Applied Science*, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 13, 38 e 46.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. *CubeSat 101: Basic concepts and processes for first-time CubeSat developers*. [S.l.], 2017. Citado 3 vezes nas páginas 13, 25 e 26.
- NGUYEN, V. A. et al. Initial gnss phase altimetry measurements from the spire satellite constellation. *Geophysical Research Letters*, 2020. Citado na página 48.
- OECO. *O que é a Amazônia Legal*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.oeco.org.br/dicionario-ambiental/28783-o-que-e-a-amazonia-legal/>>. Acesso em: 07 de set. de 2021. Citado na página 53.
- PERAL, E. et al. Radar technologies for earth remote sensing from cubesat platforms. *Proceedings of the IEEE*, p. 1–15, 2018. Citado 4 vezes nas páginas 13, 35, 36 e 37.
- PERAL, E. et al. Raincube: The first ever radar measurements from a cubesat in space. *Journal of applied remote sensing*, 2019. Citado 3 vezes nas páginas 13, 35 e 50.
- PHILIP, S. Active fire detection using remote sensing based polar-orbiting and geostationary observations: an approach towards near real-time fire monitoring. 2007. Citado na página 49.
- POGHOSYAN, A.; GOLKAR, A. Cubesat evolution: Analyzing cubesat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 25.

POLAT, H. C.; VIRGILI-LLOP, J.; ROMANO, M. Survey, statistical analysis and classification of launched cubesat missions with emphasis on the attitude control method. *Journal of Small Satellites*, 2016. Citado na página 41.

PRAKS, J. et al. Aalto- 1 earth observation cubesat mission - educational outcomes. *IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, 2015. Citado na página 37.

PUIG-SUARI, J. et al. Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation. *14th Annual/USU conference on small satellites*, 2000. Citado 3 vezes nas páginas 21, 25 e 64.

PUSCHELL, J. J.; MASINI, P. Uncooled emissive infrared imagers for cubesats. *Remote Sensing System Engineering*, 2014. Citado na página 44.

RANKIN, D. et al. The canx-2 nanosatellite: expanding the science abilities of nanosatellites. *Acta Astronautica*, 2005. Citado na página 64.

RIEKE, G. H. Detection of light: from the ultraviolet to the submillimeter. *Cambridge University Press*, 2003. Citado na página 29.

SAATCHI, S. S. Application of sar remote sensing in land surface processes over tropical region. *Anais VIII Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto*, 1996. Citado na página 45.

SARDA, K. et al. Canadian advanced nanospace experiment 2: scientific and technological innovation on a three-kilogram satellite. *Acta Astronautica*, 2006. Citado na página 29.

SARDA, K. et al. Canadian advanced nanosatellite experience 2 orbit operations: two years of pushing the nanosatellite envelope. *Proceedings of the 61st international astronautical congress*, 2010. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 29.

SCADUTO, L. C. N. et al. The advanced wide field imaging camera (awfi) for the amazonia 1 brazilian satellite. *International Conference on Space Optics*, 2010. Citado 4 vezes nas páginas 13, 15, 57 e 58.

SCHEIN, J. et al. Vacuum arc thruster design for a cubesat class satellite. *Proceedings of the 28th international electric propulsion conference*, 2003. Citado na página 29.

SELVA, D.; KREJCI, D. A survey and assessment of the capabilities of cubesats for earth observation. *Acta Astronautica*, n. 74, p. 50–60, 2012. Citado 11 vezes nas páginas 15, 19, 21, 22, 27, 28, 30, 35, 41, 42 e 69.

SETZER, A. W.; PEREIRA, M. C.; JR., A. C. P. Satellite studies of biomass burning in amazonia - some practical aspects. *Remote Sensing Reviews*, 2009. Citado na página 56.

SINCLAIR INTERPLANETARY. *Second Generation Star Tracker (ST-16RT2) Datasheet*. [S.l.]. Disponível em: <[https://78462f86-a-744dbb28-s-sites.googlegroups.com/a/sinclairinterplanetary.com/www/startrackers/star%20tracker%20RT%202019a.pdf?attachauth=ANoY7cr4qGkVRdOIWXgr9OOknwB84NwFEYg-jEmZcRm6pK6yDMYbdFPMWx7WGdZM0NMh1JHkt0jgX\\_zaxqusk44NkBGh1sFwAZt6VuTwtnLyX732nswSpN68jhywR8FyMnordwLkaAWW1vPryt1ELigAe&attredirects=0](https://78462f86-a-744dbb28-s-sites.googlegroups.com/a/sinclairinterplanetary.com/www/startrackers/star%20tracker%20RT%202019a.pdf?attachauth=ANoY7cr4qGkVRdOIWXgr9OOknwB84NwFEYg-jEmZcRm6pK6yDMYbdFPMWx7WGdZM0NMh1JHkt0jgX_zaxqusk44NkBGh1sFwAZt6VuTwtnLyX732nswSpN68jhywR8FyMnordwLkaAWW1vPryt1ELigAe&attredirects=0)>. Acesso em: 11 nov. de 2020. Citado na página 41.

- SOUZA, A. et al. Metodologia utilizada nos projetos prodes e deter. *Programa de Monitoramento da Amazônia e Demais Biomas*, 2019. Citado 3 vezes nas páginas 13, 56 e 57.
- SPACE ADVISORY COMPANY. *Chameleon Imager Brochure*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2018/04/Chameleon-Brochure-2019-07-10.pdf>>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 59.
- SPACE ADVISORY COMPANY. *Gecko Imager Brochure*. [S.l.]. Disponível em: <<https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/11/Gecko-Brochure-2019-04-30.pdf>>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 59.
- SPACE ADVISORY COMPANY. *xScape50 Specifications*. [S.l.]. Disponível em: <<https://simera-sense.com/products/xscape50/#>>. Acesso em: 14 de set. de 2021. Citado 4 vezes nas páginas 13, 15, 59 e 60.
- TOORIAN, A.; DIAZ, K.; LEE, S. The cubesat approach to space access. *Proceedings of the 2008 IEEE aerospace conference*, 2008. Citado na página 27.
- TSITAS, S. R.; KINGSTON, J. 6u cubesat design for earth observation with 6.5m gsd, five spectral bands and 14mbps downlink. *The Aeronautical Journal*, 2010. Citado na página 69.
- TSITAS, S. R.; KINGSTON, J. 6u cubesat commercial applications. *The Aeronautical Journal*, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 69.
- WU, Y.; LI, S.; YU, S. Monitoring urban expansion and its effects on land use and land cover changes in guangzhou city, china. *Environmental Monitoring and Assessment*, 2015. Citado na página 47.
- XIA, X. et al. Nanosats/cubesats adcs survey. *29th Chinese control and decision conference*, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 41 e 64.