



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/07.17.13.49-TDI

ANÁLISE DE VIABILIDADE DE UMA CARGA ÚTIL ÓPTICA EM NANOSSATÉLITES PARA DETECÇÃO DE RAIOS

Candido Osvaldo de Moura

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Walter Abrahão dos Santos, aprovada em 07 de agosto de 2017.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3PA5A98>>

INPE
São José dos Campos
2017

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

E-mail: pubtc@inpe.br

**COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO
DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):****Presidente:**

Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)

Membros:

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas
(CEA)

Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial
(ETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos
Climáticos (CPT)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Duca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação
(SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/07.17.13.49-TDI

ANÁLISE DE VIABILIDADE DE UMA CARGA ÚTIL ÓPTICA EM NANOSSATÉLITES PARA DETECÇÃO DE RAIOS

Candido Osvaldo de Moura

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Walter Abrahão dos Santos, aprovada em 07 de agosto de 2017.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3PA5A98>>

INPE
São José dos Campos
2017

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Moura, Candido Osvaldo de.

M865a Análise de viabilidade de uma carga útil óptica em nanossatélites para detecção de raios / Candido Osvaldo de Moura. – São José dos Campos : INPE, 2017.

xxvi + 126 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/07.17.13.49-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2017.

Orientador : Dr. Walter Abrahão dos Santos.

1. Análise de viabilidade. 2. Detecção de raios. 3. Cubesats. 4. Sistemas espaciais. 5. Câmeras ópticas. I.Título.

CDU 629.783:551.594



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

Aluno (a): **Candido Osvaldo de Moura**

Título: "ANÁLISE DE VIABILIDADE DE UMA CARGA ÚTIL ÓPTICA EM NANOSSATÉLITES PARA DETECÇÃO DE RAIOS".

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em

**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Eng.
Gerenc. de Sistemas Espaciais**

Dr. Luís Antônio Waack Bambace



Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Walter Abrahão dos Santos



Orientador(a) / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Kleber Pinheiro Naccarato



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dra. Chantal Cappelletti



Convidado(a) / UNB / Brasília - DF

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

São José dos Campos, 07 de agosto de 2017

“Feliz aquele que transfere o que sabe e aprende o que ensina”.

Cora Coralina

A meus familiares, colegas da Pós-Graduação do INPE, do Projeto UbatubaSat, aos alunos e professores da Escola Tancredo Neves e amigos de toda Ubatuba-SP.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a todos meus familiares e amigos que direta ou indiretamente contribuíram para a realização deste trabalho. Mais especificamente agradeço ao meu orientador Dr. Walter Abrahão dos Santos do INPE e aos membros da banca examinadora, Dr. Luís Antônio Waack Bambace da CSE-ETE, Dr. Kleber Pinheiro Naccarato do INPE e Dra. Chantal Cappelletti da GAUSS srl, por sua avaliação e análise crítica do trabalho.

RESUMO

Eventos climáticos extremos são uma das principais características de mudanças climáticas e sua previsão numérica requer modelos de alta resolução e a grande quantidade de dados observacionais, incluindo conjuntos de dados de raios. Uma rede terrestre de sensores de raios, chamada BrasilDAT, atualmente detecta e localiza dados totais de raios no Brasil, entretanto a adição de dados complementares obtidos via satélite seria muito útil. Este trabalho analisa a viabilidade técnica de se embarcar uma carga útil ótica que detecte raios utilizando uma plataforma cubesat apesar de projetos similares anteriores terem utilizado satélites de maior porte. Essa prospectiva missão é denominada de RaioSat e operaria inicialmente em uma órbita LEO em 650Km usando uma estrutura de alumínio 3U-CubeSat (10x10x30cm) para acomodar o *bus* do nanossatélite, uma câmera ótica com uso de filtro espectral nas bandas de oxigênio e nitrogênio, e antena VHF. Este trabalho realiza a análise de missão do RaioSat e seus *stakeholders* e adapta uma metodologia de definição de cargas úteis de câmeras óticas para seu estudo de viabilidade onde 3 possibilidades são investigadas a partir de uma câmera COTS disponível no mercado. Um conjunto de requisitos óticos para detecção do fenômeno raio é usado para abalizar a viabilidade das soluções candidatas de chips sensores óticos, da filtragem espectral e do envelope de engenharia de sistemas que sua prospectiva câmera ocuparia, *a priori*, numa plataforma cubesat. O trabalho também aborda os requisitos de alto nível para processamento de bordo necessário visando uso eficiente da banda de comunicação e eliminação de falso-positivos de raios. Finalmente, se sugere uma lista de futuras derivações para concretização do projeto final de uma missão RaioSat.

Palavras-chave: Análise de Viabilidade. Detecção de Raios. Cubesats. Sistemas Espaciais. Câmeras Óticas.

FEASIBILITY ANALYSIS OF AN OPTICAL PAYLOAD IN NANOSATELLITES FOR LIGHTNING DETECTION

ABSTRACT

Extreme weather events are a major feature of climate change and their numerical forecasting requires high resolution models and a large amount of observational data, including lightning data. A terrestrial network of lightning sensors, called BrasilDAT, currently detects and locates total lightning data in Brazil, however the addition of complementary data obtained by satellite would be very useful. This work analyzes the technical feasibility of boarding an optical payload that detects lightning using a cubesat platform, although previous similar projects used larger satellites. This prospective mission is called RaioSat and it expected to operate in a 650Km LEO orbit using a 3U-CubeSat (10x10x30cm) aluminum structure to accommodate the nanosatellite bus, an optical camera with a spectral filter in the oxygen and nitrogen bands, and VHF antenna. This work provides the RaioSat mission analysis with its stakeholders and adapts a methodology for definition of optical payloads in order to perform the feasibility study. Initially, 3 possibilities are investigated from a COTS camera available in the market. A set of optical requirements for detecting the lightning phenomenon is used to drive the feasibility analysis of candidate optical sensor chips, spectral filtering and, systems engineering envelope constraints to the prospective camera payload into, *a priori*, a cubesat platform. The paper also addresses the high-level requirements for on-board processing required for efficient use of the communication bandwidth and elimination of false-positive lightning occurrences. Finally, a list of future study topics is suggested for the realization of the RaioSat mission project.

Keywords: Feasibility Analysis. Lightning Detection. Cubesats. Space Systems. Optical Cameras.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 – Sistema de detecção total de raios da BrasilDAT, 58 sensores instalados.	4
Figura 1.2 – Tipos de raios.....	5
Figura 2.1 – Diagrama de Blocos de equipamentos a bordo do avião U-2.	14
Figura 2.2 – Raio acima das nuvens.	15
Figura 2.3 – Diagrama de blocos primários do sensor LMS.....	25
Figura 2.4 – Cobertura possível obtida com particular FOV.....	26
Figura 2.5 – Arquitetura de Detetores	27
Figura 2.6 – O sensor GLM utilizado a bordo do satélite GOES-R	31
Figura 2.7 – Ilustração do nanossatélite Firefly e sua vista interna	32
Figura 2.8 – Visão artística do FireFly e visão esquemática dos FOVs do detetor OLD.....	34
Figura 3.1 – Conceito de Operação do Sistema de Detecção de Raios	40
Figura 3.2 – Conceito de Operações (ConOps) do Sistema de Detecção de Raios	41
Figura 3.3:A Treliza de Stanford para Estabilização por Gradiente Gravitacional	42
Figura 3.4 – Modos esperados de operação do RaioSat em cenário normal... ..	44
Figura 3.5 – Interesses dos Stakeholders do RaioSat em operação nominal ..	45
Figura 3.6 – Diagrama de Contexto Funcional do RaioSat em operação nominal	46
Figura 3.7 – Lista de eventos com função essencial e Diagrama de Contexto	47
Figura 3.8 – Lista de eventos com função essencial e Diagrama de Contexto	48
Figura 3.9 – Dados de organização da operação RaioSat e Fluxo de Controle	48
Figura 3.10 – Arquitetura RaioSat (Diagrama Interface/ físico)	49
Figura 3.11 – Arquitetura Física e de Interface para a organização RaioSat ...	49
Figura 3.12 – Máquina de transição de estado RaioSat (produto e organização)	50

Figura 3.13 – Arquitetura RaioSat de Interface Física (produto e organização)	51
Figura 3.14 – Estrutura e elementos de carga útil preliminar para RaioSat	52
Figura 3.15 – Planejamento de teste sugerido para o sistema RadioSat	53
Figura 4.1 – Diagrama em blocos de um instrumento óptico	66
Figura 5.1 – Diagrama de blocos de sensores primários sugeridos	79
Figura 5.2 – Percurso da luz de objeto até sua imagem	82
Figura 5.3 – Percurso da luz de objeto até sua imagem	83
Figura 5.4 – Eficiência quântica do sensor PB MV 13, Photobit	86
Figura 5.5 – Dimensões da NanoCam C1U – parte 1/2	92
Figura 5.6 – Dimensões da NanoCam C1U – parte 2/2	93
Figura A.1 – Câmera NanoCam C1U da GomSpace	119
Figura A.2 – Configuração mecânica da câmera C1U da GomSpace	120
Figura A.3 – Diagrama de Blocos da C1U	121
Figura A.4 – Sensor PB MV 13 da Photobit	123
Figura A.5 – Câmera usando o sensor de imagem CMOS MT9M413	125

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 1.1 – Comparativo dos principais parâmetros de sensores de raios.	6
Tabela 2.1 - Missões espaciais com experimentos de raios.	13
Tabela 2.2 - Características dos satélites OrbView 1, TRMM e FORTE.	23
Tabela 2.3 – LMS - Parâmetros possíveis de sensor e especificação de desempenho.....	30
Tabela 3.1 - Principais Stakeholders iniciais para a Missão RaioSat	38
Tabela 3.2 - Objetivo da Missão RaioSat e MOE´s preliminares.....	39
Tabela 4.1 - Passos para dimensionamento de uma carga útil óptica	55
Tabela 4.2 - O Processo SMAD de Engenharia de Missões Espaciais.....	56
Tabela 4.3 – Processo de seleção de linha de base e avaliação de alternativas	71
Tabela 5.1 – Variáveis adotadas para desempenho radiométrico do SOR.....	87
Tabela 5.2 – Comparativo de envelope entre câmaras candidatas.....	92
Tabela 5.3 - RQI de Cargas Ópticas OTD, LLS e LIS (Referencia).	94
Tabela 5.4 - Resolução padrão do sensor MT9T031 da Micron.....	94
Tabela A.1 – Variáveis adotadas para desempenho radiométrico do LMS....	113
Tabela A.2 - Especificações de alto nível do PB MV 13.....	124

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
CCD	<i>Charge-coupled device</i>
CCST	Centro de Ciência do Sistema Terrestre
CMOS	<i>Complementary metal-oxide-semiconductor</i>
CGRO	<i>Compton Gamma Ray Observatory</i>
DE	Eficiência de detecção
DMSP	<i>Defense Meteorological Satellite Program</i>
ENTLS	Redes Terrestres Sistema Total de Raios
FORTE	<i>Fast On-orbit Recording of Transient Events</i>
GLM	<i>Geostationary Lightning Mapper</i>
	<i>Geostationary Operational Environmental</i>
GOES-R	<i>Satellite-R Series</i>
GPS	Sistema de Posicionamento Global
GPS/MET	<i>Global Positioning System / Meteorology</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LA	Precisão de localização
LANL	Laboratório Nacional de Los Alamos
LDS	Sistema de detecção de raios
LEO	<i>Low Earth orbit</i>
LIS	<i>Lightning Imaging Sensor</i>
LLS	<i>Lightning Location System</i>
LMA	Matriz de mapeamento de raios
LMS	<i>Lightning Mapper Sensor</i>
LTD	Discriminação de tipo raio
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NOSL	<i>Nigth/Day Optical Survey of Lightning</i>
OLS	Sensor de Raio Óptico
OTD	Detector Óptico de Transientes
PDD	Detector de fotodiodo de silício
RF	Rádio frequência
SID	Serviço de Informação e Documentação

SPG	Serviço de Pós-Graduação
TDI	Teses e Dissertações Internas
TGF	<i>Terrestrial Gamma-ray Flashes</i>
TRMM	<i>Tropical Rainfall Measuring Mission</i>
VHF	<i>Very high frequency</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

A_P	Área imageada por um único pixel
A_S	Área média iluminada por um raio
c	Velocidade da luz no vácuo
D	Abertura da lente
E_S	Energia radiante de raio no limiar de detecção 777,4nm
h	Constante de Planck
I_B	Radiancia de fundo a 777,4 nm
K	Transmission do sistema óptico
n_f	Número de Elétrons do Fundo
n_s	Número de Elétrons do Sinal
Q	Eficiência quântica do sensor
R	Altitude do sensor
R_{fs}	Razão de Elétrons de ruído de fundo / Elétrons de sinal
α	Albedo
$\Delta\lambda$	Largura de banda do filtro
λ	Comprimento de onda central do filtro
τ	Tempo de integração de quadro

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Motivação	3
1.2. Definição do Problema.....	6
1.3. Objetivo da Dissertação.....	6
1.4. Solução Proposta.....	7
1.5. Organização da Dissertação.....	8
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E ESTADO DA ARTE	11
2.1. Tecnologias para Detectar Raios a Partir do Espaço	11
2.2. Missões Pioneiras.....	12
2.3. O Estudo da NASA com o Avião U-2.....	14
2.4. O Satélite Orbview 1 – Microlab e o Sensor OTD.....	17
2.5. O Satélite TRMM e o Sensor LIS.....	18
2.5.1. Abordagem de Medição do LIS.....	19
2.6. O Satélite FORTE e o LLS - Lightning Imaging Sensor	20
2.7. Monitorando Raios a Partir da Órbita GEO.....	23
2.7.1. O LMS- Lightning Mapper Sensor.....	24
2.7.1.1. A Óptica do LMS	25
2.7.1.2. Conjunto Focal	27
2.7.1.3. Processador de Sinal em Tempo Real.....	28
2.7.1.4. Desempeno do Sensor.....	30
2.7.2. GOES-R e a CARGA Útil GLM.....	30
2.8. A Missão Firefly Baseada em Cubesat	31
3. DESCRIÇÃO PRELIMINAR DA MISSÃO ÓPTICA RAIOSAT	37
3.1. Identificação de <i>Stakeholders</i> e MOE's	38
3.2. Conceito de Operação do Raiosat	39
3.3. Análise do Ciclo de Vida do Raiosat	43
3.4. Análise de <i>Stakeholders</i> da Missão RaioSat	45
3.5. Análise Funcional do Sistema RaioSat	46

3.6. Arquitetura e Teste Preliminar do Sistema RaioSat.....	50
4. METODOLOGIA PROPOSTA	55
4.1. Definição dos Requisitos de Missão e Objetivos	56
4.2. Geometria da Missão e Seus Parâmetros Orbitais	60
4.3. Definição dos Requisitos de Carga Útil.....	60
4.3.1. Resolução Espacial.....	61
4.3.2. Resolução Espectral	62
4.3.3. Resolução Radiométrica	63
4.4. Definição do Conceito Operacional da Carga Útil.....	63
4.5. Determinação da Amostragem Espacial.....	64
4.6. Determinação do Processamento de Sinal a Bordo	65
4.7. Determinação da Sensibilidade Radiométrica	67
4.8. Tamanho Massa e Potencia da carga Útil	68
4.9. Determinação de MOE's da Carga Útil.....	70
4.10. Documentação e Iterar	70
5. ANÁLISE DE VIABILIDADE DE UMA CARGA ÓPTICA.....	73
5.1. Definição dos Requisitos de Missão e Objetivos	73
5.2. Geometria da Missão e Parâmetros Orbitais	75
5.3. Definição dos Requisitos da Carga Útil.....	75
5.4. Conceito Operacional da carga Útil Óptica	80
5.5. Determinação da Amostragem Espacial.....	81
5.6. Processamento a Bordo de Sinais.....	83
5.7. Desempenho da Sensibilidade Radiométrica	85
5.8. Tamanho Massa e Potência da Carga Útil	88
5.8.1. Analogia com Cargas Úteis Existentes	88
5.8.2. Dimensionamento por Cargas Existentes	89
5.8.3. Estimativa a Partir de Componentes	90
5.9. Determinação de MOE's da Carga Útil Óptica.....	93
5.10. Considerações Finais sobre a Carga Útil Óptica	94
5.10.1. Processamento para Eliminação do Ruído de Fundo	95
5.10.2. Viabilidade dos Sensores Pesquisados	97

6. CONCLUSÕES.....	99
6.1. Publicações Realizadas.....	101
6.2. Sugestão de Trabalhos Futuros.....	102
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	105
APÊNDICE A – DESEMPENHO RADIOMÉTRICO DO SENSOR LMS.....	113
APÊNDICE B – LISTA DE PUBLICAÇÕES DESTA DISSERTAÇÃO.....	115
ANEXO A – OPÇÕES DE CAMERAS E SENSORES DISPONÍVEIS	119
A.1 NANOCAM C1U DA GOMSPACE	119
A.1.1 Visão Geral	120
A.1.2 Configuração.....	120
A.1.3 Componentes da NanoCan C1U	121
A.2 O Chip Sensor PB-MV13	123
A.3 O Chip Sensor MT9M413 da Aptina Imaging.....	125

1. INTRODUÇÃO

A previsão de fenômenos meteorológicos requer modelos numéricos precisos de previsão do tempo e a grande quantidade de dados observacionais disponíveis. Desde 2010 o Brasil possui uma rede de sensores terrestres, a Rede Brasileira Total de Raios - BrasilDat (NACCARATO et al, 2016), que monitora a incidência de raios numa ampla faixa do território brasileiro.

No entanto, a cobertura realizada por sensores terrestres apresenta algumas desvantagens como: (a) a não uniformidade das medidas, (b) uma faixa do território bastante ampla não monitorada e (c) a inacessibilidade de amplas regiões, o que torna o conceito de sensor de localização de raios dedicado a bordo de satélites atraente.

O Centro de Ciência do Sistema Terrestre - CCST do INPE atualmente vislumbra a utilização de cargas úteis potencialmente embarcadas em satélites para monitoração de raios (CARRETERO; NACCARATO, 2014; NACCARATO et al, 2016). A observação de raios a partir de satélites fornece, por outro lado, uma cobertura globalmente uniforme muito importante para estudos climatológicos.

A detecção óptica de raios tem uma longa tradição de mais de 20 anos. Uma observação óptica baseada no espaço tem a vantagem de uma visão desobstruída de cima das nuvens e potencialmente grande campo de visão usando apenas um único instrumento. Basicamente, a detecção óptica de raios a partir do espaço consiste em se medir a radiação da luz emitida pelos raios e, que depois, se propaga por toda a atmosfera e nuvens, as quais, principalmente, dispersam a luz, atingindo finalmente o observador acima das nuvens (FINKE, 2009).

As principais fontes de radiação óptica produzida pelo raio são a descarga de retorno nos raios nuvem-solo e as descargas intra-nuvem (RAKOV; UMAN, 2003). O espectro óptico do raio na faixa do visível e do infravermelho próximo

é composto de linhas espectrais dos gases excitados e ionizados do ar. Com base em estudos de espectroscopia de raios (ORVILLE; HENSERSON, 1984; UMAN, 1969; LUZ, 2015) uma das linhas mais fortes é a linha do oxigênio atômico OI (1) triplet encontrada em 777,4 nm.

Esta linha está sendo usada para a detecção óptica espacial de raios, uma vez que contém cerca de 6% da energia total do espectro óptico (ORVILLE; HENSERSON, 1984). De acordo com Guo e Krider, (1982), com base em medições ópticas de alta resolução, a duração média do pulso óptico é de 158 μs , que é determinada pelos processos de resfriamento no canal de raios. O tempo médio de subida é de 15 μs , que é determinado pela velocidade de propagação da fase luminosa do canal, isto é, a velocidade ascendente da descarga de retorno. A potência óptica produzida pelo raio varia fortemente entre flashes individuais e diferentes tipos de raios. Para as primeiras descargas de raios nuvem-solo, a potência média no tempo é de $1,3 \times 10^6 \text{ W/m}$ na faixa de 400-1000 nm (GUO; KRIDER, 1982). A potência de pico para todo o canal era de cerca de $2 \times 10^9 \text{ W}$ (GUO; KRIDER, 1982). Em termos de energia óptica, que é definida como potência integrada durante a duração do pulso, o valor $3,7 \times 10^5 \text{ J}$ foi encontrado (GUO; KRIDER, 1982).

O conceito de um sensor dedicado de localização de raios a bordo de satélites com o objetivo de detecção geoestacionária foi desenvolvido desde os anos 80 (CHRISTIAN et al, 1989). Como resultado, em abril de 1995, o primeiro detector de raios da NASA foi lançado no espaço: o OTD (Detector Óptico de Transientes) a bordo do satélite MicroLab-1 e operou até março de 2000 (CHRISTIAN et al, 2003). O sensor LIS foi embarcado no satélite TRMM, lançado em novembro de 1997 (CHRISTIAN et al, 2003).

Os conjuntos de dados OTD e LIS têm sido amplamente utilizados pela comunidade científica em ciências atmosféricas e pesquisa de raios. As principais aplicações foram em climatologia e análises comparativas entre instrumentos e estudos de caso sobre a escala de nuvens de tempestade.

Foram realizados ensaios e validações intensivas destes dados de sensores com o objetivo de desenvolver algoritmos e métodos para futuros sensores no espaço. Mais informações sobre os sensores OTD e LIS podem ser consultadas em (FINKE, 2009).

1.1. Motivação

O INPE tem apoiado e fornecido consultoria técnica há alguns anos para projetos de satélites de pequeno porte tais como (ERENO, 2014): o NanoSatBr1, Tancredo-1, ITASat e planeja uma constelação de cubesats de coleta de dados. O Tancredo-1, por exemplo, é um picossatélite tubular como meio de difusão de conhecimento e formação de RH na área espacial. Recentemente a Agência Espacial Brasileira - AEB decidiu apoiar projetos neste domínio para pequenas missões científicas. Entretanto esta condição requer uma adaptação de plataformas como detalhes de interfaceamento com novas cargas úteis e lançadores escolhidos. Neste contexto, o Centro de Ciência do Sistema Terrestre - CCST do INPE atualmente vislumbra a utilização de cargas úteis para monitoração de raios, potencialmente embarcadas em satélites.

Desde 2011, o INPE opera a rede ENTLS, (Earth Networks Total Lightning System) e no Brasil possui uma rede denominada BrasilDAT. O principal objetivo desta rede é introduzir uma nova tecnologia de detecção de raios no Brasil da mesma forma que foi feita nos EUA e na Europa, onde duas ou mais redes de detecção de raios operam simultaneamente. A ideia é fornecer dados distintos de raios (que vêm de diferentes fontes) para melhorar a sua pesquisa e permitir o uso mais amplo da informação para várias outras instituições e empresas. A Figura 1.1 mostra o estado presente da rede BrasilDAT com aproximadamente 58 sensores operacionais.

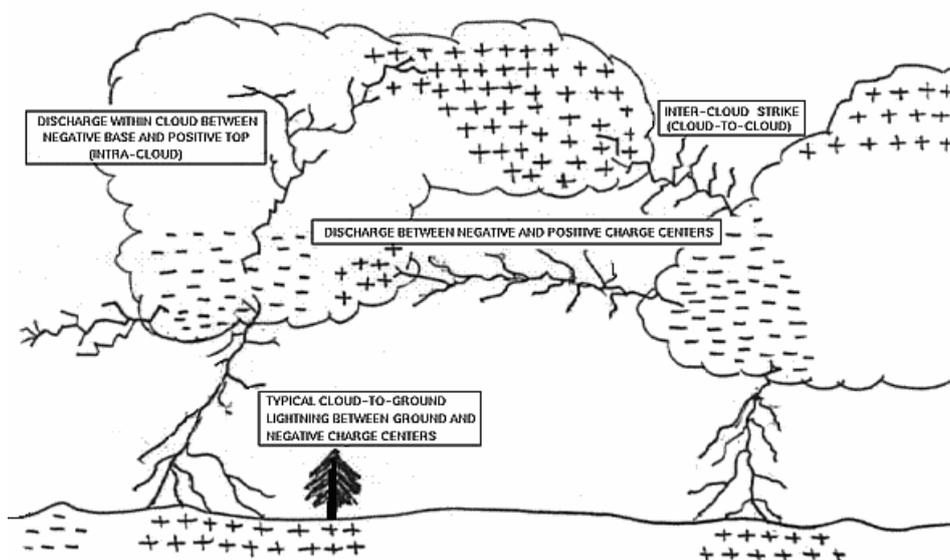
Figura 1.1 – Sistema de detecção total de raios da BrasilDAT, 58 sensores instalados.



Fonte: Naccarato et al (2016)

O conjunto de dados da BrasilDAT será usado para a primeira validação do conjunto de dados RaioSat em termos de eficiência de detecção (DE), precisão de localização (LA) e discriminação de tipo raio (LTD) conforme mostrado na Figura 1.2 descrita em (NASA,2017c).

Figura 1.2 – Tipos de raios.



Fonte: NASA (2017c)

Devido às limitações da rede BrasilDAT (DE de 70-85%, LA de 400-900 m e LTD ~ 60%) (NACCARATO et al, 2008; NACCARATO et al, 2014), outras técnicas de observação de raios também podem ser usadas para validar os conjuntos de dados RaioSat, a saber: vídeo de alta velocidade mediante câmeras de observação com medidas rápidas de campo elétrico (SABA et al, 2006; SABA et al, 2010) e conjuntos de dados de matriz de mapeamento de raios – LMA (RISON et al, 1999; THOMAS et al, 2000). Este último é atualmente o sistema de detecção de raios mais avançado disponível. O LMA é capaz de detectar raios totais com eficiência muito alta (> 95%) e excelente precisão de localização (<100 m), proporcionando também imagens 3D do canal de propagação do raio dentro da nuvem e/ou da nuvem para o solo. Existem algumas dificuldades de se distinguir o tipo de raio com imagens de satélite, além disso, estima-se que sua geolocalização terá precisão aproximada de 10 Km que é o tamanho médio de um raio visto de cima.

No entanto, o uso do conjunto de dados LMA, para a validação de dados da prospectiva missão RaioSat, exigirá a implantação de uma rede destes sensores no Brasil a um custo estimado adicional de cerca de US\$250.000 .

1.2. Definição do Problema

Com base nos projetos FORTE, OTD e LIS descritos anteriormente, a detecção de eventos de raio no espaço se mostra viável e pode fornecer importante conjunto de dados para a pesquisa de raios e o desenvolvimento de novas tecnologias espaciais. Assim a presente dissertação tem que lidar com a questão da viabilidade de se adaptar ou desenvolver um sensor óptico de raios para ser embarcado em uma missão cubesat, inicialmente 3U.

As cargas úteis nomeadas acima possuem massa variando entre 18 e 20 Kg, , conforme Tabela 1.1, (EOPORTAL, 2017), todos embarcados em missões de muito maior porte, i.e. Microlab (74 Kg), TRRM (3620 Kg) e FORTE (210 Kg), além disso, não são totalmente compatíveis com a missão aqui pretendida. Os critérios de massa, dimensões, consumo de potência e custo inviabilizam sua aplicação direta em uma missão cubesat.

Tabela 1.1 – Comparativo dos principais parâmetros de sensores de raios.

Parâmetros/Missões	OTD	LIS	SOR
Dimensões (cm)	20x38 (câmera) ~ 31x22x27 (eletrônica)	20x37 (câmera) 31x22x27 (eletrônica)	10x10x10
Massa (Kg)	18	21	1,3 máximo
Potência (W)	~30	30	~ 1,0

Fonte: Produção do autor.

1.3. Objetivo da Dissertação

Para se lidar com a questão da viabilidade será necessário a adaptação ou desenvolvimento de um sensor óptico de raios embarcado em cubesat.

Portanto, este trabalho terá como objetivo primário verificar a viabilidade e implicações, do ponto de vista de Engenharia de Sistemas Espaciais, para uma missão óptica para monitoração de raios embarcada em uma plataforma de cubesats para nanossatélites.

Em seguida, derivamos os objetivos secundários deste trabalho:

- (1) Verificar possíveis cargas úteis ópticas para Nanossatélites
- (2) Verificar viabilidade de se realizar a filtragem espectral
- (3) Sugerir uma missão espacial candidata para o problema

1.4. Solução Proposta

Inicialmente, uma plataforma cubesat 3U para nanossatélites prevista utilizará um GPS com uma carga útil óptica e sensor de VHF para detecção de raios. Para tanto, será necessário a verificação de detalhes relativos à análise de custo-benefício, viabilidade técnica, utilidade social e projeto conceitual.

O escopo desta pesquisa ficará limitado à carga útil óptica inicialmente visando à detecção, localização e medição da intensidade de raios a partir de uma órbita baixa da Terra tal como realizada pelas cargas uteis acima mencionadas.

Para atingir este objetivo primário o sensor deverá ter dimensão máxima de 1U (10x10x10 cm) e massa inferior a 1,3 kg e consumo compatível àquele que pode ser gerado em uma plataforma cubesat utilizando-se a tecnologia corrente.

A partir das experiências anteriores, há interesse se obter um novo conjunto de dados de descargas globais de raios (CG – Nuvem-Solo e IC – Intra-Nuvem) que possam ser fornecidos por Cubesats. Neste sentido há particular interesse em se usar: (1) uma antena de rádio VHF de amplo espectro e (2) um sistema de detecção óptica de raios (SOR) para avaliar a geolocalização e datação do evento de raio.

Como o reflexo da luz solar sobre o topo das nuvens é muito mais intenso do que o sinal de raio, é necessário se implementar técnicas de tratamento de sinal que aproveitam as diferenças significativas nas características temporais, espaciais e espectrais entre o sinal de raio e o ruído de fundo.

1.5. Organização da Dissertação

Para a execução do estudo de viabilidade de uma missão óptica em nano satélites para monitoração de raios, este trabalho está organizado como descrito a seguir.

No capítulo 2 visitamos a bibliografia das missões anteriores (CHRISTIAN et al, 1992; CHRISTIAN et al, 1987; CHRISTIAN et al, 1989; BOCCIPPIO et al, 2000; SUSZCZYNSKY et al, GOES-R, 2016) para monitoração de raios. Estas missões foram realizadas no exterior e todas com satélites de maior porte, de onde derivamos os requisitos de uma carga útil para detecção de raios a partir do espaço.

A análise preliminar de uma missão óptica para o projeto RaioSat é apresentada no Capítulo 3 onde as discussões iniciais de alto nível em Engenharia de Sistemas Espaciais desta missão são realizadas.

No capítulo 4 analisamos a metodologia proposta por Wertz et al. (2011) para dimensionamento de uma carga útil óptico para satélites. Esta metodologia com as adaptações que se fizeram necessárias, para o propósito aqui perseguido é aplicada no Capítulo 5 no dimensionamento e viabilidade de uma carga útil óptica para detecção de raios a ser embarcada em um cubesat.

As conclusões são listadas no Capítulo 6 onde se indica a viabilidade da carga útil pretendida e apontamos os próximos passos a serem seguidos como o desenvolvimento de um sistema de tratamento de imagem a ser embarcado para reduzir a taxa de transferência de dados para patamares viáveis e o filtro

de banda estreita para a faixa do oxigênio atômico 777,4 nm ou do nitrogênio 863.3 nm necessários para monitorar raios no período diurno.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E ESTADO DA ARTE

No presente capítulo revisitaremos a bibliografia relativa à detecção óptica de raios a partir do espaço e nos deteremos de maneira um pouco mais aprofundada em três satélites e suas respectivas cargas úteis ópticas para monitoração de raios a saber: (1) OrbView 1/ Microlab e a carga útil OTD – *Optical Transient Detector*, (2) TRMM - *Tropical Rainfall Measuring Mission* com a carga útil LIS - *Lightning Imagin Sensor* e o (3) FORTE com a carga útil OLS – *Optical Lightning Sensor*.

Tal ênfase se justifica porque foi a partir do OrbView, o primeiro dos três a ser lançado, que os sistemas para detecção de raios a partir do espaço atingiram desempenho superior àqueles baseados em terra. Os imageadores ópticos dos três satélites acima listados foram construídos tendo por base um estudo da NASA utilizando uma série de instrumentos embarcados em um avião da alta altitude U-2 que objetivava determinar a linha de base de uma missão para detectar raios a partir de uma órbita geoestacionária embarcada em um futuro satélite GOES programado inicialmente para ser lançado em meados da década de 1990. Este estudo pela sua importância é aqui analisado.

O imageador óptico de raios geoestacionário denominado LMS – *Lightning Mapper Sensor* só se materializou recentemente e foi rebatizado de GLM-*Geoestacionary Lightning Mapper*, embarcado no satélite GOES-R lançado em novembro de 2016. Este sensor também é abordado neste trabalho bem como o nanosatélite FireFly (FIREFLY,2017).

2.1. Tecnologias para Detectar Raios a Partir do Espaço

Até a presente data, três tipos gerais de detectores de raios foram embarcados em satélites, dois deles usando sensores ópticos, foco do presente trabalho e detectores de rádio frequência (RF). Dentre as opções ópticas temos as cargas úteis baseados em fotodiodos e fotômetros que são utilizados principalmente para fornecer formas de onda ópticas de eventos de raios resolvidas no tempo.

Essas formas de onda revelam informações importantes sobre as características e fenomenologia de pulsos de raios individuais e os efeitos de dispersão das nuvens envolventes.

Os sistemas fotodiodo/fotômetro são caracterizados por uma excelente resolução temporal (por exemplo, 10-100/μs) e uma resolução espacial geralmente baixa (100-1000 Km) (SUSZCZYNSKY et al, 2001).

A outra tecnologia empregada para detecção óptica de raios são os geradores de imagens CCD e CMOS (*Complementary metal-oxide-semiconductor*) que são utilizados principalmente para fornecer localização geográfica precisa e detecção de eventos de raios em períodos de tempo de flash e são ideais para estudar taxas globais e regionais de raios e as variações diurnas, sazonais e geográficas na atividade de raios e tempestades.

Os sistemas de imagem CCD / CMOS são caracterizados por uma excelente resolução espacial (1-10 Km para plataformas LEO - Low Earth orbit), baixa resolução temporal (1-10 ms) e uma falta de informação de forma de onda (SUSZCZYNSKY et al, 2001).

2.2. Missões Pioneiras

A partir da década de 1960, mais de uma dúzia de satélites em órbitas terrestres embarcaram instrumentos que tem gravado sinais de raios. Os satélites OSO 2, OSO 5 e *Defense Meteorological Satellite Program* (DMSP) observaram raios com vários sensores ópticos (CHRISTIAN et al, 1989).

Raios esféricos foram medidos por sensores de radiofrequência (RF) no RAE-1, ARIEL 3, e os satélites ISS-b (CHRISTIAN et al, 1989). A coleta de dados *Nigth/Day Optical Survey of Lightning* (NOSL) realizada a partir do ônibus espacial utilizou um pequeno conjunto de instrumentos portáteis constituídos por uma câmara de cinema de 16 mm, um detector e uma célula solar detectora e gravadora de pulso óptico (CHRISTIAN et al, 1989). A detecção de

raios de alguns destes satélites foi um objetivo, enquanto que para outros foi um bônus não antecipado.

A Tabela 2.1 obtida de Christian et al, (1992) mostra algumas das missões com três tecnologias lançadas até a data de sua publicação, 1992, bem como de duas futuras missões previstas para fins daquela década com suas respectivas cargas úteis LMS, missão GOES órbita GEO e LIS embarcado no TRMM em 1997.

Tabela 2.1 - Missões espaciais com experimentos de raios.

Satellite/Spacecraft	Launch Date	Sensor	Altitude (km)	Period	Lightning Power Sensitivity (Watts)	Footprint
Optical						
OSO 2,5	1965, 1969	Photometers	600	Moonless Night	-10^8	
VELA V	1970	Photodiodes	1.1×10^5	Day-Night	$10^{11} - 10^{13}$	Very Wide Field of View
D MSP	1970	Scanning Radiometer	830	Local Midnight	Sensitive	100 km
D MSP-SSL	1974	12 Photodiodes	830	Local Midnight	$10^8 - 10^{10}$	700 km
D MSP-PBE 2,3	1977	2.5 mm Photodiode	830	Dawn/Dusk	$4 \times 10^9 - 10^{13}$	1360 km
S81-1 (SEEP)	1982	Particle Spectrometer Aerogel Photometers (391.4, 390.8, 630.3 nm)	230	Night	10 R	100 km
Space Shuttle-NOSL	1981-1983	Photocell Plus Film	150	Shuttle Flights STS-2, 4, 6	NA	Variable
Space Shuttle-MLE	1988-1990	Payload Bay Video Cameras	150	STS-26, 30, 32, 34	NA	Variable
RF						
ARIEL-3	1967	HF Radio Receivers 5, 10, 15 MHz	600	} Day/Night	RF	"Iris" Effect
RAE-1	1968	HF Radio Receivers 0.2 - 9.18 MHz	5850			Ionosphere Structure Dependence
ISS-b	1978	HF Radio Receivers 2.5, 5, 10, 25 MHz	1100			Several Hundreds of Kilometers

Goes-Next Lightning Mapper Sensor (Proposed)	Late 1990's	CCD Array	Geostationary	Continuous Coverage	$10^8 - 10^{11}$	10 km
EOS-A Lightning Imaging Sensor (Proposed)	Late 1990's	CCD Array	Low Earth Orbit	Continuous Coverage Within Field of View	$10^8 - 10^{11}$	1000 km x 1000 km Field of View with 10 km Pixel Resolution

Fonte: Christian et al. (1992)

Em geral, os vários pacotes de instrumentos destes satélites forneciam informações, mas não tão detalhadas sobre as características dos raios, extensão espacial e frequência de descarga. Com relação à exatidão da localização tinha-se incertezas da ordem de centenas de quilômetros, devido à baixa resolução espacial dos detectores e a eficiência de detecção do sistema

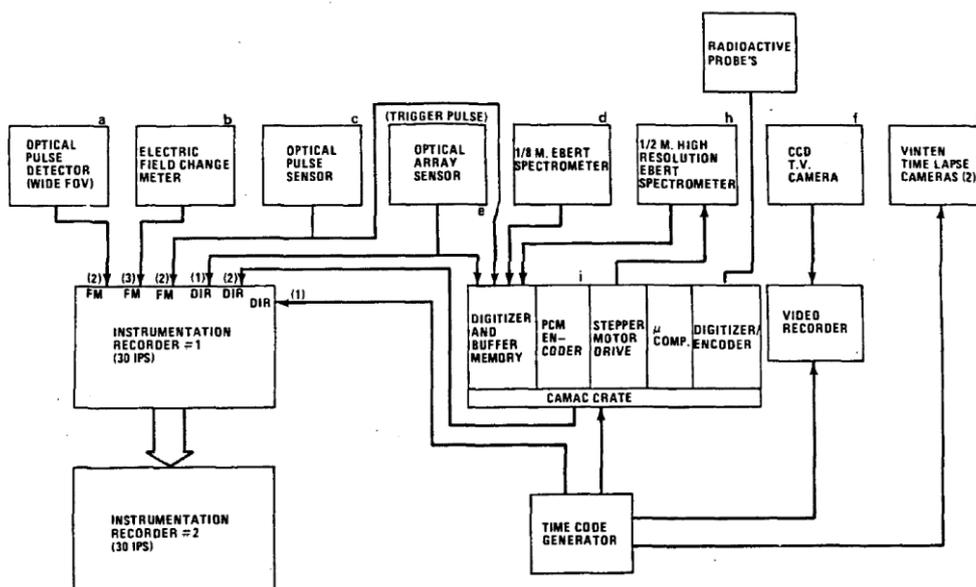
foi frequentemente inferior a 2%, resultando em severa subamostragem da atividade raios.

2.3. O Estudo da NASA com o Avião U-2

Um divisor de águas na pesquisa para detecção de raios a partir do espaço foi um estudo levado a cabo pela NASA utilizando um avião de alta altitude U-2 (CHRISTIAN et al, 1987) que com o uso de diversos aparelhos procurou estabelecer a linha de base para a detecção de raios a partir de uma órbita GEO a ser implementada em uma futura missão GOES (CHRISTIAN et al, 1989), prevista originalmente para meados dos anos 90, mas que só acabou ocorrendo no GOES-R lançado no final de 2016 (GOES-R., 2016).

Devido à sua proximidade com o topo das nuvens e a possibilidade de ser dirigido para regiões específicas, o que permite coordenar medições da mesma tempestade feita acima e abaixo das nuvens, aviões de alta altitude são excelentes plataformas para fazer estudos detalhados das características dos raios. A Figura 2.1, obtida de (CHRISTIAN et al, 1987), mostra o diagrama de blocos dos equipamentos a bordo do U-2.

Figura 2.1 – Diagrama de Blocos de equipamentos a bordo do avião U-2.



Fonte: Christian et al. (1987)

Os diversos instrumentos atuam de modo complementar no que se refere a resolução temporal (faixa 1-10s), resolução espacial (1m-5Km) e resolução espectral (5-300 nm) de modo a dividir as faixas de cobertura de modo adequado entre os vários instrumentos.

A Figura 2.2 mostra uma foto aérea feita em 4 junho de 1983 que ilustra como esta é diferente de uma imagem de um raio visto do solo. Geralmente, em solo se vê um canal luminoso quase linear ao passo que a mesma visão vista de cima da nuvem é uma fonte de luz difusa irradiada a partir do topo da nuvem. As medições da energia óptica total irradiada a partir do topo da nuvem estão em bom acordo com medições terrestres de raios nuvem-solo e suportam a teoria que a nuvem age como um dispersor conservador, isto é, a maior parte da energia óptica escapa à nuvem (CHRISTIAN et al, 1992).

Figura 2.2 – Raio acima das nuvens.



Fonte: Christian et al. (1992)

Em alguma das medições ópticas no infravermelho próximo realizadas, foram adquiridos quase 1300 pulsos ópticos produzidos por 79 raios donde 90%

produziram densidades de energia radiante de pico de $4,7 \mu\text{Jm}^{-2}\text{sr}^{-1}$ ou superior, em relação ao campo de visão completo do instrumento. A mediana do tempo de subida do pulso e do tempo para se atingir a metade do valor máximo do pulso são respectivamente 240 e 370 ms. Esses tempos são principalmente resultado da dispersão, vide (CHRISTIAN e GOODMAN, 1987).

A análise das medições do U-2 sugere que a maior parte da luz gerada dentro de uma nuvem escapa. Adicionalmente, a energia óptica do raio medida a partir de cima das nuvens não é significativamente diferente das medidas feitas a partir de baixo das descargas para o solo. As características espectrais no infravermelho próximo das linhas de emissão neutras observadas acima das nuvens são muito semelhantes às medidas terrestres.

Em teoria, usando simulações de Monte Carlo da transferência da radiação dos sinais ópticos do raio e os estudos da aeronave da U-2 da NASA, indicam que o diâmetro da iluminação da parte superior da nuvem associada com uma única célula de tempestade será tipicamente na ordem de 10 Km. Observações de grandes sistemas de tempestade do ônibus espacial mostraram que as regiões iluminadas podem ultrapassar 60 Km.

Finalmente, deve-se notar que ambos os raios intra-nuvem e nuvem-solo são facilmente observados a partir de cima. Observações extensivas com as aeronaves U-2 da NASA voando sobre os topos das tempestades em coordenação com medições terrestres feitas sob as mesmas tempestades estabeleceram claramente a viabilidade da detecção óptica de todos os raios.

Como a maior parte do canal de um *flash* nuvem-terra ocorre dentro da nuvem, a luz que emerge da parte superior da nuvem sofre um processo de dispersão semelhante a um raio intra-nuvem, ou seja, a porção do canal abaixo da base das nuvens é essencialmente indetectável de cima.

Além disso, uma vez que o processo de dispersão domina as características da assinatura óptica, os pulsos a partir de ambos os raios intra-nuvem e nuvem-

solo são muito semelhantes. Torna-se conseqüentemente impossível de distinguir entre raios intra-nuvem e nuvem-solo a partir somente das assinaturas ópticas. Embora esta seja uma limitação, para diversas aplicações científicas, é muito mais importante determinar a taxa total de raio do que apenas a taxa nuvem-solo ou intra-nuvem. De fato, as medições ópticas de raios acima e abaixo da nuvem detectariam mais pulsos de retorno do que os sistemas de detecção terrestres (CHRISTIAN et al, 1992).

2.4. O Satélite Orbview 1 – Microlab e o Sensor OTD

Os estudos realizados para desenvolver o LMS para ser embarcado numa futura missão GOES deram origem a três cargas úteis embarcadas em três diferentes satélites em órbita LEO. O OTD embarcado no satélite OrbView 1 – Microlab, foi o primeiro deles (CHRISTIAN et al, 2003).

O Satélite OrbView 1 – Microlab foi lançado pela NASA e UCAR - *University Corporation for Atmospheric Research* em abril de 1995. O satélite, com massa de 74 kg, tinha como principais missões a detecção de raios, tarefa do OTD e a radio ocultação, tarefa do GPS/MET - *Global Positioning System / Meteorology*.

O OTD era basicamente uma câmera CCD composta por uma matriz de 128 x 128 detectores de massa de 18 kg operando em 777,4 nm (O₂) para contar *flashes* e medir sua intensidade. Lançado em uma órbita aproximadamente circular a 740 Km de altitude e 70° de inclinação, tem um campo de visão instantâneo de 1300 X 1300 Km e resolução espacial de aproximadamente 10 Km e resolução temporal de 2ms e eficiência de detecção de raios superior a 50% para raios intra-nuvem e nuvem-solo em qualquer condição de órbita.

Segundo Boccippio et al, (2000), o OTD detectava raios procurando por pequenas mudanças transitórias na intensidade da luz. Esta medição é particularmente difícil durante o dia porque o reflexo da luz solar no topo das nuvens é muito mais intenso do que o raio. Para funcionar durante o dia o OTD usa um filtro de interferência de banda muito estreita (1nm), tira 500 imagens

por segundo e utiliza um processador de imagem de tempo real (RTEP) para discriminar eventos de raio da cena de fundo. O processamento a bordo ajuda a reduzir a taxa de dados de 100 Mbps para menos de 8 Kbps. Apesar de toda a filtragem a bordo, grande parte dos dados enviados para o solo era falsos eventos em vez de raios reais.

Muitos dos falsos eventos são causados por radiação encontrada na Anomalia do Atlântico Sul ou pelo brilho da luz solar. Uma série de filtros de software foi construída para remover estes e outros falsos eventos. Como eventos de raio têm características significativamente diferentes dos eventos produzidos por radiação ou brilho solar, estes filtros têm sido altamente efetivos. Os filtros atuais removem a vasta maioria dos falsos eventos enquanto mantem os raios.

Após remoção dos falsos eventos, os dados são processados para geolocalização e agrupar dados de pulso óptico espacialmente e temporalmente.

Os dados do OTD deram origem a uma distribuição mensal de raios muito similar àquelas geradas por sensores anteriores. Entretanto, a distribuição tinha desvio diurno muito pequeno, alta resolução espacial e um número de eventos de raios relativamente alto. A eficiência de detecção do OTD era significativamente maior que a dos sensores anteriores. Baseado em comparações com os dados do U-2 e da Rede Nacional de Detecção de Raios dos EUA, verificou-se que o OTD detectava mais de 50% dos raios que ocorriam no seu campo de visão. Inicialmente detectava mais de 70%, mas dois meses após entrar em órbita o ruído do sistema aumentou substancialmente e a eficiência de detecção caiu para 50% (BOCCIPPIO et al, 2000).

2.5. O Satélite TRMM e o Sensor LIS

O satélite TRMM foi lançado pela NASA e pela JAXA em 27/11/1997 com massa no lançamento de 3620 kg e massa seca de 2730 kg com principais

missões medição da precipitação e contribuição substancial para medição da radiação atmosférica. Os instrumentos voando no TRMM eram: CERES – *Clouds and the Earth's Radiant Energy System*, que deixou de funcionar 9 meses após o lançamento; LIS para detecção de raios; PR – *Precipitation Radar*; TMI - *TRMM Microwave Imager* e o VIRS – *Visible and Infra Red Scanner* (KUMMEROW et al, 1998).

O LIS era a carga útil de 21 kg com a missão de detectar raios, uma evolução do OTD, e basicamente era uma câmera CCD composta por uma matriz de 128 x 128 detectores operando em 777,4 nm (O_2) para contar raios e medir sua intensidade, sua largura de varredura era de 600 Km. O LIS observava cada local de terra continuamente, a cada 2 ms, durante cerca de 90 s, com resolução de 4 Km.

2.5.1. Abordagem de Medição do LIS

O LIS é um dispositivo conceitualmente simples que faz imagens de cenas muito parecido com uma câmera de televisão. Entretanto, devido à natureza transitória do raio, às suas características espectrais e à dificuldade de detecção diurna de raios contra o fundo de nuvens brilhantemente iluminado, o tratamento e processamento de dados reais é muito diferente do requerido por um imageador simples (CHRISTIAN et al, 1992).

Para atingir os requisitos de desempenho necessários para atingir os objetivos científicos, o LIS combina os componentes em uma configuração única. Uma lente de amplo campo de visão, combinada com um filtro de interferência de banda estreita, é focada num plano focal pequeno de fotodiodo de alta velocidade. O sinal é lido do plano focal para um processador de dados em tempo real para detecção de eventos e compressão de dados. O sinal "**SOMENTE DE RAIOS**" resultante é formatado, enfileirado e enviado para a rede de dados do satélite.

As características particulares do projeto do sensor resultam da necessidade de detectar sinais de raios fracos durante o dia. Durante o dia, a iluminação de fundo, produzida pela luz do sol refletida no topo das nuvens, é muito mais brilhante do que a iluminação produzida pelo raio. Conseqüentemente, os sinais de raios do dia tendem a ser perdidos no ruído de fundo e a única maneira de detectar raios durante o dia é implementar técnicas que aumentam ou maximizam o sinal de raio relativamente a este fundo brilhante. Estas técnicas aproveitam as diferenças significativas nas características temporais, espaciais e espectrais entre o sinal de raio e o ruído de fundo.

Uma combinação de quatro métodos de processamento a bordo é empregada pelo sensor LIS para esta finalidade (CHRISTIAN et al, 1992) e serão também sugeridos no Capítulo 6 para o processamento de bordo para o sensor óptico de raios (SOR).

2.6. O Satélite FORTE e o LLS - Lightning Imaging Sensor

Finalmente, neste domínio de conhecimento cita-se o satélite FORTE - *Fast On-orbit Recording of Transient Events*. Um projeto conjunto do Departamento de Energia dos EUA e do Los Alamos e *Sandia National Laboratories*. A carga útil do FORTE combinava as três tecnologias utilizadas para detectar raios a partir do espaço e é composta por três instrumentos: um sistema de RF, um sistema detector óptico, e um fotodiodo. O sistema RF incorpora receptores RF de largura de banda que cobrem a gama de frequências de 30-300 MHz, uma antena de polarização seletiva, e digitalizadores de forma de onda de alta velocidade.

O sistema óptico é composto por um gerador de imagens, que é baseado em um projeto NASA / MSFC e tem uma resolução em solo de 10 Km X 10 Km para localização de raios (500 quadros/s) e um fotodetector rápido (50.000 amostras/s) para a gravação de curvas de luz individuais (SUSZCZYNSKY et al, 2001). O classificador evento, baseado na tecnologia de processamento digital

de sinal fornece caracterização em órbita de eventos impulsivos RF que cumpram critérios de desencadeamento.

Observações simultâneas com o sensor de fotodiodo (PDD) e o sensor CCD do Sistema de Localização de Raios (LLS) a bordo do satélite FORTE permitiam combinar a alta resolução temporal do PDD ($\sim 15 \mu\text{s}$) e a alta resolução espacial do imageador LLS ($\sim 10 \text{ Km}$) para gerar uma imagem detalhada da evolução espacial e temporal de raios terrestre.

O satélite FORTE foi lançado em 29 de agosto de 1997 em uma órbita quase circular de inclinação de 70° de altitude de 825 Km com um período orbital de cerca de 100 min. A instrumentação a bordo inclui receptores VHF de banda larga, o detector de fotodiodo FORTE (PDD) e o sensor CCD de localização de raios FORTE (LLS). O PDD e o LLS são coletivamente referidos como FORTE *Optical Lightning System* (OLS).

O PDD é um detector de fotodiodo de silício de banda larga ($0,4 - 1,1 \mu\text{m}$) que coleta as amplitudes versus forma de onda em função do tempo de transientes ópticos, particularmente aqueles associados a pulsos individuais de um raio. O instrumento tem um campo de visão de 80° (FOV) que se traduz em uma cobertura de cerca de 1200 Km de diâmetro para uma órbita de 825 Km de altitude. No modo "autônomo", o instrumento produz formas de onda de 1,92 ms de comprimento com $15 \mu\text{s}$ de resolução de tempo. Os tempos de disparo do PDD e dos registros LLS são carimbados com o tempo do GPS com uma precisão de $1 \mu\text{s}$.

O LLS é uma matriz CCD que foi projetada de forma ideal para identificar e localizar raios. O instrumento LLS consiste de um conjunto óptico frontal, um plano focal CCD de posição fixa com eletrônica de acionamento e um módulo de operações e de processamento de sinal desenvolvido pela Sandia para a discriminação de dados de raios. Os conjuntos ópticos frontal e CCD são idênticos aos usados no sensor de imagem de raios (LIS) desenvolvido pela NASA / MSFC - *Marshall Space Flight Center*.

A óptica LLS consiste em um conjunto de lente de focagem tele-cêntrica, multielemento $f / 1.6$ com uma abertura de 3,2 mm e uma distância focal de 5,3 mm. O FOV quadrado de $80^\circ \times 80^\circ$ corresponde aproximadamente ao do PDD e fornece a cada pixel um FOV de aproximadamente 10 Km x 10 Km na superfície da Terra para uma altitude de 825 Km. Um filtro espectral de banda estreita utilizado no conjunto de lente para a linha OI (1) a 777,4 nm que, de acordo com estudos terrestres anteriores, é uma linha de emissão de raios robusta que contém aproximadamente 1% de toda a energia emitida no visível e IR próximo.

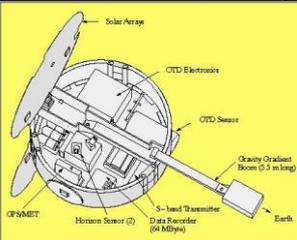
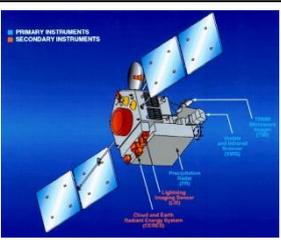
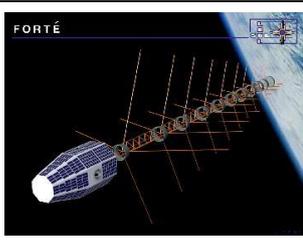
O conjunto de matriz de plano focal consiste em uma matriz CCD de 512 x 512 pixels ($15 \mu\text{m}^2/\text{pixel}$) e eletrônica associada. O tamanho total da matriz ativa é 7,68 mm x 7,68 mm. Cada cena de imagem é integrada por 2,47 ms e resulta em uma taxa de quadros máxima de 405 quadros/s.

Este tempo de integração de quadros foi selecionado para maximizar a detecção de eventos de raios e minimizar a divisão de eventos entre quadros sucessivos. Após a integração, a imagem é transferida em aproximadamente 10% do tempo de integração do quadro para uma área interna de armazenamento na matriz para processamento e um novo conjunto de dados começa a ser integrado.

Durante este período de integração do frame seguinte, a matriz de CCD utiliza uma operação de agrupamento de pixel 4x4 no chip, 16:1, de tal modo que é criada uma matriz efetiva de 128 x 128 macropixels (16,384 pixels totais). Um multiplexador é usado para ler os macropixels através de quatro saídas de quadrante e os combina em série em um único canal de vídeo.

A tabela 2.2 abaixo sintetiza as principais características dos satélites Orbview 1, TRMM e FORTE, bem como de suas cargas úteis para mapear raios.

Tabela 2.2 - Características dos satélites OrbView 1, TRMM e FORTE.

Satélite	OrbView-1/ MicroLab	TRMM- Tropical Rainfall Measuring Mission	FORTE - Fast On- orbit Recording of Transient
Carga útil para Monitorar Raios	OTD - Optical Transient Detector	LIS - Lightning Imaging Sensor	RF antenna OLS – Optical Lightning Sensor
Massa	74 kg	3620 kg	210 kg
Altitude	785 Km	350 e 402 Km	800 Km
Inclinação	70°	35°	70°
Data Lançamento	01/04/1995	27/11/1997	29/08/1997
Fim de Vida	24/08/2015	08/04/2015	
Ilustração			

Fonte: Próprio autor.

2.7. Monitorando Raios a Partir da Órbita GEO

Os estudos da NASA como avião U-2 visavam a construção de um sistema mapeador de raios (LMS) destinada ao uso em uma missão GOES prevista para meados da década de 1990. Este objetivo só veio a ser alcançado em novembro de 2016 com o lançamento do GOES-R que levou a bordo o GLM- *Geostacinary Lightning Mapper*. A seguir, analisaremos o projeto conceitual do LMS conforme apresentado em Christian et al, (1989).

2.7.1. O LMS- Lightning Mapper Sensor

O LMS como concebido em Christian et al, (1989), era um projeto conceitual que se esperava lançar em meados da década de 1990 mas que só veio a se materializar em 2016 como Lançamento do GOES-R. Na ausência deste sensor em GEO, foram lançados três satélites em LEO que atendiam apenas parte dos requisitos necessários. Entretanto, estes sensores lançados nos anos 90 foram fortemente influenciados por este projeto daí a relevância da descrição do mesmo neste documento.

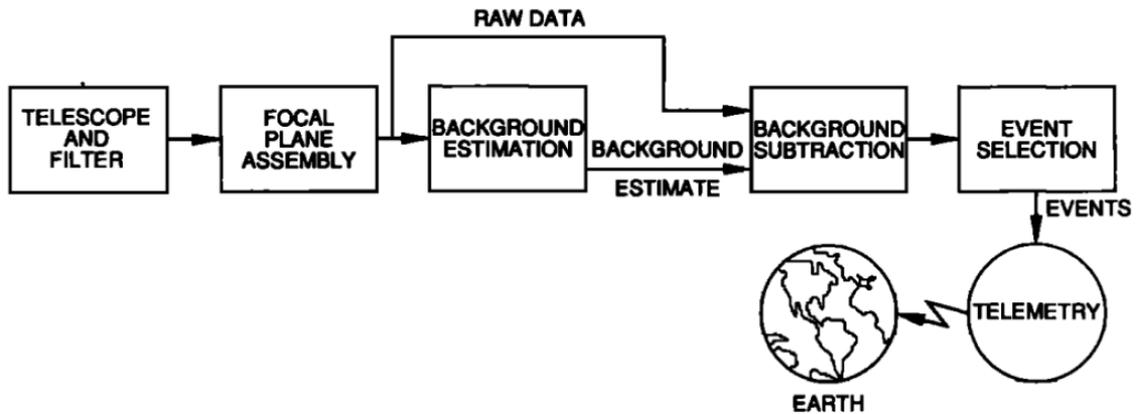
Segundo o proposto por Christian et al, (1989), o sensor LMS detecta e localiza o raio com resolução de 10 Km sobre grandes regiões da superfície de terra, marca o tempo de ocorrência do raio e mede a energia radiante. O LMS detecta descargas de raios intra-nuvem e nuvem-terra durante o dia e à noite com uma eficiência de detecção em torno de 90% e quase uniforme.

A proposta do sensor objetivava obter três vantagens sobre os detectores anteriores: (1) a capacidade de detectar raios numa base contínua em vez de durante períodos muito limitados, (2) a capacidade de detectar quase todos os raios dentro do campo de visão do sensor em vez de eficiências de detecção muito pobres e (3) Uma resolução espacial da ordem de 10 Km em vez das centenas de quilômetros que eram típicos dos sensores de raios pioneiros.

Para detectar e localizar raios a partir da órbita GEO foi prevista uma combinação quatro métodos de processamento a bordo a ser empregada pelo LMS para realçar o sinal de raio sobre o fundo.

A Figura 2.3 é um diagrama de blocos dos componentes primários do LMS. O projeto consiste em quatro subsistemas principais: telescópio e filtro óptico, matriz de plano focal, processador de dados em tempo real e a eletrônica de formatação e controle. O LMS é basicamente um imageador fixo que é otimizado para detectar e localizar eventos de raio.

Figura 2.3 – Diagrama de blocos primários do sensor LMS.



Fonte: Christian et al. (1989).

2.7.1.1. A Óptica do LMS

O sistema óptico do LMS consiste em duas lentes rápidas que utilizam elementos refrativos, cada um com um filtro de interferência de banda estreita. As lentes devem ser rápidas (i. e., que necessitem de baixo tempo de exposição para completar a iluminação do quadro) para fornecer alto desempenho devido aos sinais fracos que chegam à altitude geoestacionária. O projeto requer uma abertura tão grande quanto possível mantendo uma correspondência adequada entre as dimensões do plano focal e o tamanho do detector.

Além disso, uma correspondência adequada entre o filtro de banda estreita e o telescópio é muito importante, assim como minimizar as perdas internas através de revestimentos anti-reflexo. A concepção do filtro de banda estreita requer compromissos devido ao deslocamento da banda em função do ângulo de incidência.

Se usarmos um plano focal de 1024 x 1024 elementos, com resolução de 10 km por elemento, então o disco completo da Terra pode ser visualizado resultando em um campo de visão de 15° (FOV). No entanto, este campo de

visão é incompatível com a exigência de um filtro de interferência de banda estreita (isto é, <1 nm). A Figura 2.4 mostra que ao centrar o campo de visão a 2°N de latitude, pode-se obter uma FOV de $10,5^{\circ}$ que cobre todos os Estados Unidos continental, grandes áreas oceânicas, toda a América Central, grande parte da América do Sul, incluindo os Andes e Amazônia e grandes regiões da zona de convergência intertropical.

Figura 2.4 – Cobertura possível obtida com particular FOV



FOV utilizada em $10,5^{\circ}$ e centro com FOV em latitude 2°N e longitude 75°W .

Fonte: Christian et al. (1989).

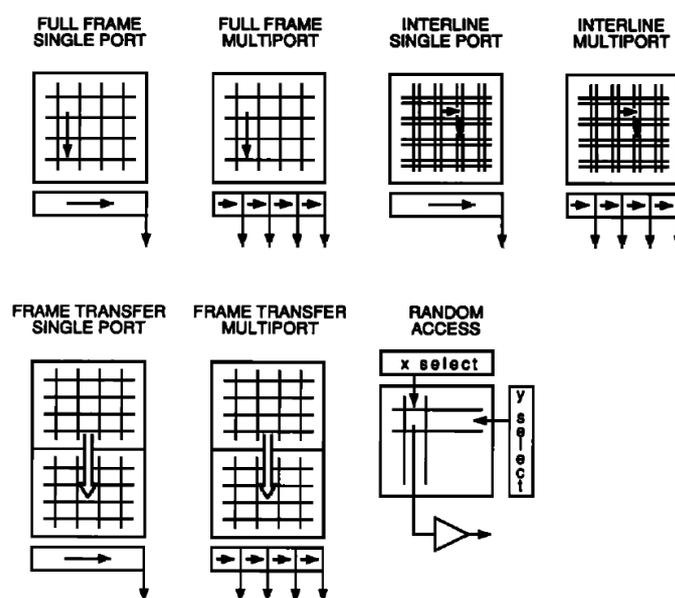
Esta cobertura atenderia aos objetivos operacionais e permitiria o atendimento de grande número de objetivos científicos da comunidade ligada ao estudo de raios. Um dos principais benefícios da utilização de um FOV de $10,5^{\circ}$ é que ele produz uma boa correspondência com as características de deslocamento de comprimento de onda de passagem de banda de um filtro de interferência simples de 1 nm de largura. No projeto à época da publicação do artigo, o desempenho havia sido melhorado dividindo o campo de visão entre dois telescópios e reduzindo a largura de banda do filtro para 0,6 nm. Previa-se que quando os requisitos para a cobertura global total usando três ou mais satélites

fossem estabelecidos, uma matriz de plano focal mais sofisticada estaria disponível que satisfaria o requisito de resolução espacial de 10 Km com alta eficiência de detecção e permitiria um filtro passa-faixa mais largo do que é possível naquele momento.

2.7.1.2. Conjunto Focal

A montagem do plano focal é a essência do LMS. Este é o componente que converte o fluxo de fótons incidentes em um sinal elétrico. Juntas, a lente e o conjunto do plano focal determinam a resolução espacial do mapeador. Uma vista detalhada das várias arquiteturas de planos focais é mostrada na Figura 2.5. O desempenho de filtragem temporal do conjunto do plano focal é determinado pelo tempo de integração e taxa de leitura.

Figura 2.5 – Arquitetura de Detetores



Vista detalhadas de várias arquiteturas de planos focais.

Fonte: Christian et al. (1989)

O conjunto do plano focal consiste em duas matrizes de dispositivos de carga acoplado (CCD). Cada uma dessas matrizes tem 640 por 400 células ativas e

640 por 400 células de armazenamento de quadros com deslocamento de quadros e abordagens de leitura paralela implementadas para atender a taxa de leitura rápida, grande faixa dinâmica e requisitos de baixo ruído do mapeador de raios.

Uma vez que a montagem do plano focal é operada no modo de integração de carga, cada pixel individual deve ser suficientemente grande para armazenar a carga produzida pelos sinais de fundo e de raios. Além disso, é necessário um pixel fisicamente grande para que se possa obter uma relação sinal / ruído adequada.

A necessidade de leitura rápida e alta eficiência quântica torna o uso da técnica de mudança de quadro um requisito. Isto, por sua vez, requer que metade da área de cada matriz CCD seja mascarada e utilizada para armazenamento temporário, armazenando em buffer os dados à medida que são transferidos do conjunto de plano focal para o processador de sinal em tempo real.

2.7.1.3. Processador de Sinal em Tempo Real

A taxa de dados que sai do plano focal é de $2,6 \times 10^8$ amostras por segundo com um tempo de integração de quadro de 2 ms, isto é, $800 \times 640 \times 500$. Esta taxa é incompatível com a disponibilidade de banda do sistema de telemetria, e exigiria um canal exclusivo de transmissão em outra banda, caso todos os dados tivessem que ser transmitidos. Felizmente, apenas uma pequena porção dos dados saindo do plano focal contém informações sobre eventos de raios; a maioria contém apenas sinal de fundo. A implementação de um processador em tempo real para detectar raios contra o ruído de fundo irá reduzir a taxa de dados em um fator de mais de um milhão.

Os componentes do processador de sinal em tempo real incluem um estimador de sinal de fundo, um removedor de fundo, um indicador de detector de limiar de evento de raio, um seletor de eventos e um identificador de sinal. Processamento híbrido analógico / digital é usado em vez de todas as técnicas

digitais por causa das altas taxas de dados e restrições de energia do mapeador de raios. As funções de processamento de sinal de estimação de fundo, remoção de fundo, limiarização e seleção de evento são executadas em paralelo com um circuito separado dedicado a cada linha de saída do plano focal. Estima-se que são necessários 16 circuitos de processamento separados, cada um consistindo de amplificadores operacionais, conversor analógico-digital, comparador, lógica digital e memória.

O estimador de sinal de fundo é basicamente um filtro de domínio de tempo que mantém uma estimativa corrente do sinal de fundo numa base pixel por pixel. O bom funcionamento do estimador de fundo requer que os dados de fundo sejam sincronizados através do estimador de forma síncrona com os dados que estão saindo do plano focal e que o número de elementos de armazenamento discretos na unidade de armazenamento seja exatamente o mesmo que o número de pixels em cada submatriz da matriz do plano focal.

Quando os dados estão corretamente sincronizados, o sinal que aparece na saída da linha de atraso durante um determinado ciclo de relógio corresponde espacialmente ao sinal que está saindo do plano focal. Ou seja, contém um histórico do que esse pixel específico mediu nos últimos quadros. Estes dois sinais podem então ser subtraídos utilizando um amplificador diferencial para gerar um sinal de diferença. Desde que o sinal original conterá o fundo mais o raio ou apenas o fundo, o sinal subtraído deve ser um sinal do raio somente ou perto de zero.

Este sinal de diferença é então comparado com um nível de limiar (que pode ser adaptativo). Se o sinal exceder o nível de limiar, um comparador dispara, o que libera um interruptor e passa o sinal de raio para processamento posterior. Além disso, a saída do comparador é codificada utilizando um multiplexador digital de modo a gerar um endereço de linha que identifica o pixel específico que detectou o evento raio. As saídas digitais do processador de dados representam a intensidade do raio e o local onde o raio ocorreu. Estes sinais

são então encaminhados para a eletrônica de codificação na qual os dados são formatados em um fluxo de bits em série e transmitidos para estações terrenas. Espera-se que a taxa de dados final seja da ordem de dezenas de kbits por segundo.

2.7.1.4. Desempenho do Sensor

A Tabela 2.3 obtida de Christian et al. (1989), lista possíveis parâmetros de sensor e especificações de desempenho para o sensor de mapeamento de raio que as análises radiométricas e a tecnologia da época mostraram ser realizáveis. O objetivo principal das análises de compromisso daquele autor foi maximizar a eficiência de detecção de raios do sensor. Obviamente, existem muitas variáveis como peso, potência, custo, filtro e passagem de banda que podem afetar o projeto geral do sistema de tal forma que o desempenho máximo pode não ser alcançável.

Tabela 2.3 – LMS - Parâmetros possíveis de sensor e especificação de desempenho

Parameter	Performance Specification
Lens $f/\#$	1
Spatial resolution	~ 10 km (at 30°N latitude)
Filter wavelength	7774 Å
Filter bandwidth	6 Å
Frame time	2 ms
Focal plane array	
Number of pixels	800 × 640
Pixel size	27×10^{-6} m
Full level capacity	$>10^6$ electrons
Background removal	analog/digital time domain filter
Signal-to-noise ratio	6 (or equivalent)
Lightning detector efficiency	$\sim 90\%$ (goal)
Data rate	64 kbits/s (buffered)

Fonte: Christian et al. (1989).

2.7.2. GOES-R e a CARGA Útil GLM

Quase vinte anos depois das previsões iniciais, o consorcio NASA/NOAA lançou o satélite GOES-R com a carga útil GLM- *Geostacinary Lightning*

Mapper que é um detector óptico de transientes, capaz de medir a ocorrência de raios intra-nuvem, nuvem-nuvem e nuvem–solo com resolução espacial de dez quilômetros nas Américas e regiões oceânicas próximas (GOES-R, 2016).

Figura 2.6 – O sensor GLM utilizado a bordo do satélite GOES-R

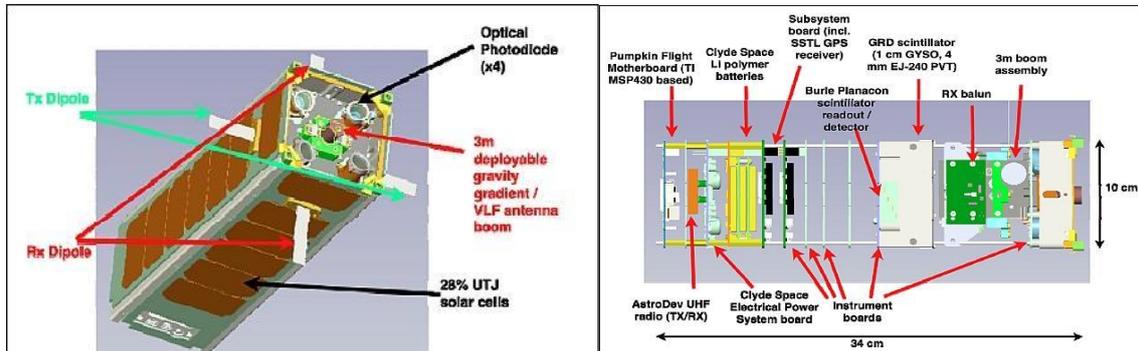


Fonte: GOES-R (2016).

2.8. A Missão Firefly Baseada em Cubesat

Finalmente, o Firefly é uma missão de nanossatélite liderada pela NASA / GSFC de baixo custo, mostrada na Figura 2.7, um esforço colaborativo patrocinado pela NSF - *National Science Foundation* (LAYTON, 2017). Seu objetivo geral é estudar a relação entre o raio e os TGF (*Terrestrial Gamma-ray Flashes*) que são rajadas energéticas repentinas (transiente) na atmosfera superior. O fenômeno dos TGFs foi observado pela primeira vez em 1994 na missão CGRO da NASA (*Compton Gamma Ray Observatory*), lançamento em 5 de abril de 1991 a bordo do *Space Shuttle Atlantis*. Um estudo subsequente da Universidade de Stanford em 1996 ligou um TGF a um raio individual ocorrendo dentro de alguns milissegundos do TGF.

Figura 2.7 – Ilustração do nanossatélite Firefly e sua vista interna



Fonte: EOPORTAL (2017)

A missão Firefly, financiada e administrada pela NSF, foi desenvolvida como um esforço colaborativo da NASA / GSFC, USRA (*Universities Space Research Association*) de Columbia, MD; Siena College of Loudonville, NY; Universidade de Maryland Eastern Shore, Princess Anne, MD; e o Hawk Institute for Space Sciences, em Pocomoke City, MD.

A NASA / GSFC, USRA e Siena College forneceram a carga útil do instrumento, enquanto o Hawk Institute construiu o nanoatélite. A instalação de voo Wallops da NASA em Wallops Island, VA, forneceu supervisão técnica para a integração da Firefly ao veículo de lançamento.

Os TGFs provavelmente são produzidos por feixes de elétrons muito energéticos, que são acelerados nos campos elétricos intensos gerados por grandes sistemas de tempestades. Esses feixes de elétrons são mais poderosos que os produzidos no espaço próximo da Terra, e a compreensão de seus mecanismos de aceleração irá lançar luz num processo físico que pode ocorrer em outros planetas, ou em ambientes astrofísicos, bem como na coroa do sol.

O objetivo do Firefly é explorar quais tipos de raios produzem esses feixes de elétrons e TGFs associados. Além disso, Firefly estudou a taxa de ocorrência de TGFs que são mais fracos do que qualquer outro previamente estudado. O objetivo é examinar a relação entre raios e TGFs.

O nanossatélite Firefly foi projetado para fornecer as primeiras medidas de (Rowland, 2011): 1) Elétrons energéticos observados diretamente na faixa MeV gerados por tempestades, 2) Raios-X e Gama associados gerados como *bremssstrahlung* (radiação de frenamento) no processo de avalanche de tempestade de elétrons e seu tempo preciso em relação às descargas do raio, 3) Associação das assinaturas óptica e de ondas de rádio VLF das descargas de raio para cada TGF observado pelo Firefly e 4) Fluxos intensos (taxa de contagem elevada) durante a porção inicial do TGF com acumulação mínima. A combinação dessas medidas permitiria que o Firefly respondesse pela primeira vez várias questões críticas sobre TGFs.

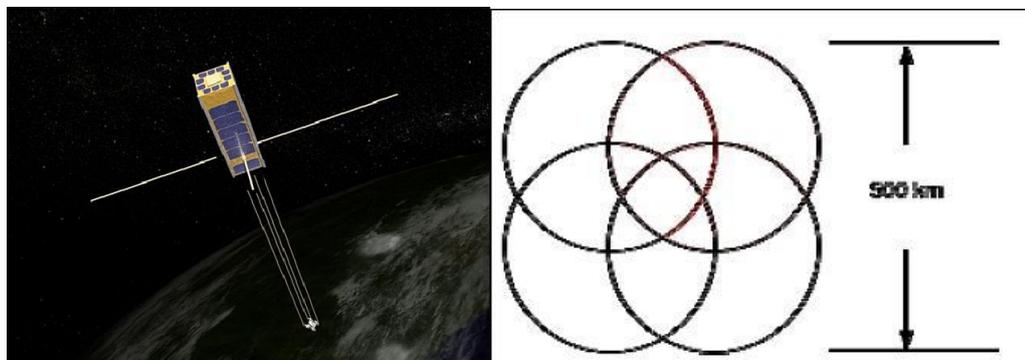
O nanossatélite, usou uma configuração tripla CubeSat (3U) cujo barramento atende ao padrão P-POD. O nanossatélite tem atitude controlada através de um mastro de gradiente de gravidade para apontar dentro de 20° de nadir proporcionando uma boa geometria para as antenas de comunicação, bom campo de visão para a antena GPS na direção zênite, visão de solo desobstruída para os fotômetros ópticos e a visualização do nadir para o GRD (Detector de raios gama).

O mastro de gradiente de gravidade de 3m fica em uma pequena embalagem e, quando liberada serve também como um elemento de antena monopolar para o sistema de receptor de rádio VLF. A antena de patch do GPS é montada na extremidade oposta aos fotodiodos. Uma equipe da NASA fez o primeiro contato com a nave espacial Firefly às 00:33 UTC de 7 de janeiro de 2014.

O Firefly possui um detector óptico de raios (OLD) detecta a hora de chegada do sinal óptico associado ao raio juntamente com o receptor VLF, são capazes de marcar o tempo de chegada dos eventos dentro de 1 μ s do tempo de bordo. OLD é construído usando quatro fotodiodos de silício PIN de Hamamatsu sobrepostos (S9195) que fornecem localização de raios a uma das doze regiões (FIREFLY, 2017). A Figura 2.8 mostra a visão artística do FireFly bem como a sobreposição dos campos de visão OLD (FOV). O tamanho da

escala da região onde os quatro campos se sobrepõem, em um ponto abaixo do satélite, é de aproximadamente 100 Km.

Figura 2.8 – Visão artística do FireFly e visão esquemática dos FOVs do detetor OLD



Fonte: EOPORTAL (2017)

Dos quatro fotodiodos de silício PIN utilizados, 3 fotodiodos terão filtros de banda de passagem visíveis / largas, enquanto o quarto terá um filtro espectral de banda estreita (5 nm de largura) OI 777,4 nm. A inclusão do filtro de 777,4 nm possibilitará alguma discriminação de raios e sprites e fornecerá informações sobre as formas de onda do momento do raio (FIREFLY, 2017).

O circuito ideal do detector de raio de luz visível amplifica apenas as assinaturas do raio, ignorando ruídos eletrônicos, cruzamentos de nuvens e brilho de sol. Nessa circunstância, é necessário traduzir o sinal óptico para um eletrônico e ampliá-lo para um nível de sinal de cerca de +4,5 V para que ele possa ser lido pelo conversor A / D de 16 bits.

Cada fotodetector possui um FOV que se estende até $\pm 22,5^\circ$ do ângulo de visão normal. Na altitude da missão mais alta de aproximadamente 500 Km, a distância mais distante que se deseja ver o raio é de 541 Km. Dado que o fotodetector escolhido tem uma área ativa de 25 mm^2 e uma resposta média através do filtro de luz visível de $0,36 \text{ A/W}$, espera-se que o fotodiodo responda ao raio com uma corrente de cerca de $0,0245 \mu\text{A}$, o que indica que o circuito de saída precisa ter uma função de transferência de corrente para tensão de $1,84 \times 10^8 \text{ V / A}$.

Adicionalmente, o Firefly possui um receptor VLF (*Very Low Frequency*) consiste em uma antena BeCu monopolo de 3 m (FIREFLY, 2017) e é considerado um experimento secundário que ampliará a qualidade da ciência para o Firefly. O objetivo é medir assinaturas de campo elétrico de um eixo na faixa de 100 Hz a ~ 1 MHz. Este instrumento mede as assinaturas de campo elétrico no intervalo de cerca de 500 Hz a 500 kHz usando filtros selecionáveis definidos a 16 kHz, 32 kHz e 500 kHz.

3. DESCRIÇÃO PRELIMINAR DA MISSÃO ÓPTICA RAIOSAT

Este capítulo visa contextualizar os aspectos iniciais da Engenharia de Sistemas para a missão óptica de um nanossatélite para detecção de raios. O nanossatélite em questão foi denominado RaioSat e é uma real demanda do Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CCST-INPE), mais especificamente, o grupo ELAT que estuda estes fenômenos.

O desenvolvimento de sistemas complexos como satélites deve ser desenvolvido utilizando-se a Engenharia de Sistemas. De acordo com *International Council on Systems Engineering* - INCOSE, Engenharia de Sistemas é a disciplina de engenharia responsável por criar e executar um processo interdisciplinar, assegurando que as necessidades dos clientes e stakeholders serão atendidas em um modo eficiente, confiável e de alta qualidade em tempo e custo, em todo o seu ciclo de vida (INCOSE, 2015).

O objetivo da missão de satélite RaioSat é principalmente detectar tanto os raios intra-nuvem quanto os raios nuvem-solo, simultaneamente, os chamados dados de raios totais usando um sensor óptico e uma antena VHF para detectar as assinaturas de radiofrequência desses raios. Como, o RaioSat só conterà o experimento para adquirir esses dados para uma missão limitada no tempo, o nanossatélite deve ser lançado durante uma janela que maximize a coleta de dados na temporada de raios no Brasil, que ocorre de outubro a março. Neste trabalho, o processo de engenharia de sistemas é apenas aplicado ao sistema RaioSat.

O protótipo de satélite atual está planejado para uma plataforma de cubesat de tamanho 3-U inicialmente em uma órbita circular com uma inclinação de cerca aproximadamente 25 graus e 650 Km de altitude. Isto resulta em uma órbita completa de 98 minutos com passagens pelo Brasil de aproximadamente 15 a 20 minutos dependendo da órbita. Uma vez que o satélite em si não é o principal objetivo da missão, deve ser de baixo custo e com base no padrão aberto como o cubesat (LARSON et al, 2009; WIKIPEDIA, 2016).

3.1. Identificação de Stakeholders e MOE's

Normalmente, em todas as missões espaciais existem grupos de interessados distintos com seus próprios objetivos. A Tabela 3.1 identifica esses grupos (*stakeholders*) para a missão RaioSat e seus objetivos. Essas partes interessadas irão interagir e influenciarão o resultado geral deste projeto pois são fontes de requisitos de alto nível em uma missão espacial.

Tabela 3.1 - Principais Stakeholders iniciais para a Missão RaioSat

Stakeholder	Objectives
AEB	Coordinate space activities in Brazil
INPE	Implement innovative space missions and improve technology maturity levels as well as its readiness
CNPQ / FINEP/ FAPESP	Finance scientific projects with effective return-on-investments
CRC-INPE	Tracking, control and mission data operations
Brazilian Federal/Civil Agencies	Use lightning data for prevention, planning that maximizes benefits for the Brazilian society
Scientists from CCST- INPE	The Earth Science Research Center (CCST) - INPE, Brazil may improve the lightning research and to allow a wider use of the information

Fonte: Naccarato et al. (2016)

O próximo passo é definir as Medidas de Eficácia (MOE's) e para isto listamos as expectativas dos principais stakeholders que precisam ser capturadas e declaradas nas metas (LARSON et al, 2009). As MOE's, os critérios de aceitação e a estratégia de qualificação para a verificação desses requisitos serão definidos a partir dos objetivos para cada meta. A Tabela 3.2 mostra alguns dos objetivos identificados e seus respectivos MOE's.

Tabela 3.2 - Objetivo da Missão RaioSat e MOE's preliminares

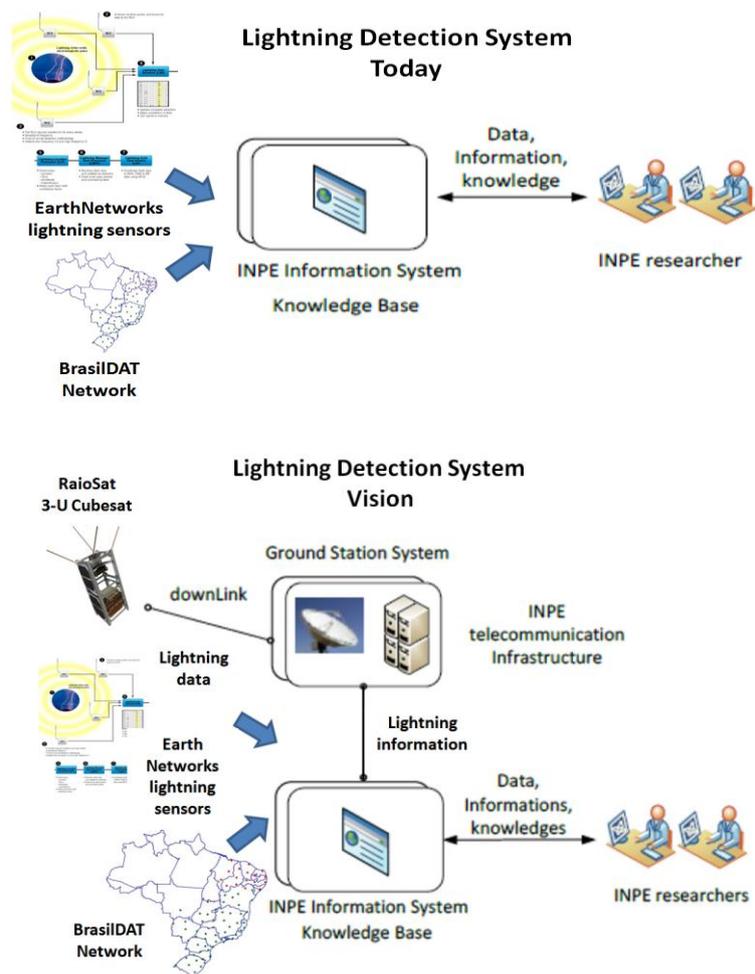
RaioSat Mission Goals	Preliminary MOE's
Collect data relative to lightning events	<ul style="list-style-type: none"> • Sampling rate of collected measurements • Correctness of geo-located events
Make the data collected available for INPE's scientists	<ul style="list-style-type: none"> • Coverage of datasets available • Percentage of scientists accessing datasets
Allow a wider use of the information for several other institutions and companies	<ul style="list-style-type: none"> • Number of access to public online datasets • Number of members in the download catalogue.
Correlate of the total lightning data provided by the CubeSat to the other available lightning datasets (BrasilDAT, high-speed Câmeras, LMA)	<ul style="list-style-type: none"> • Percentage of correlated hits • Correctness of events via modeling tools, if any

Fonte: Naccarato et al. (2016)

3.2. Conceito de Operação do Raiosat

Após as definições de MOE's, desenvolvemos a Descrição do Conceito de Operação (DCO ou em inglês, OCD - *Operation Concept Description*) do RaioSat e o sistema de detecção de raios, que descreve o que os operadores e usuários querem e como o sistema concebido e seus elementos atenderão às suas necessidades (LARSON et al, 2009). O DCO, como mostrado na Figura 3.1 de forma "*como é*" e "*será*", é usado para validar metas, objetivos, MOE's e estratégias de qualificação previamente definidos. A DCO também funciona como uma ponte de comunicação do Sistema de Detecção de Raio entre vários *stakeholders* bem como para desenvolver e comparar a abordagem atual com o ambiente previsto.

Figura 3.1 – Conceito de Operação do Sistema de Detecção de Raios

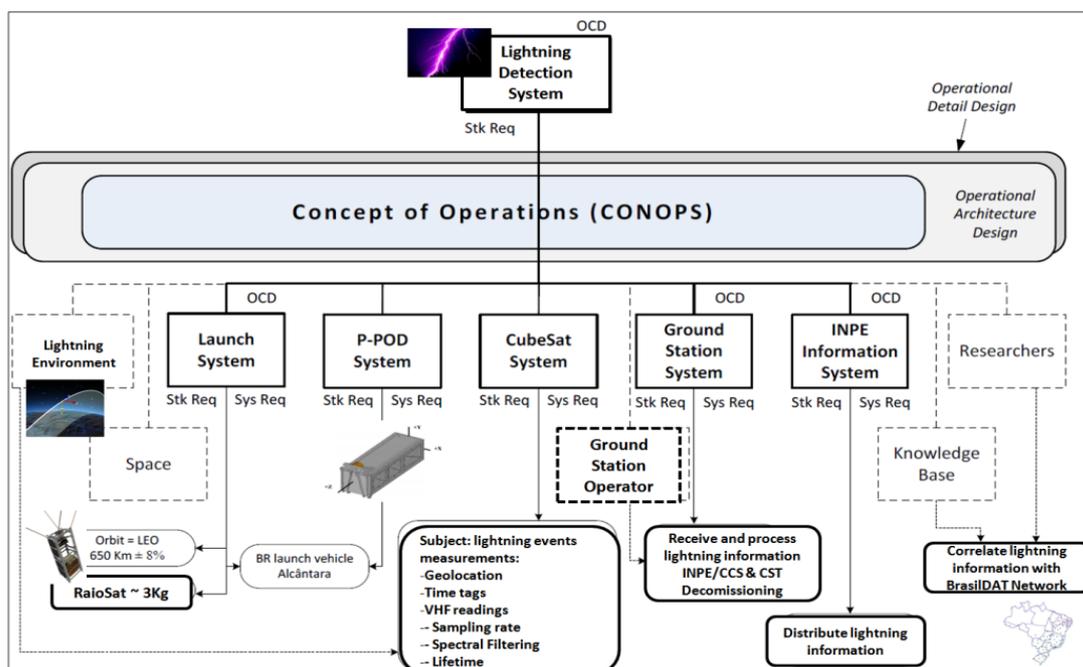


Fonte: Naccarato et al. (2016)

A análise da missão é concluída quando a análise de função é desenvolvida e a operação ou arquiteturas físicas, são delineadas. Posteriormente, os stakeholders do RaioSat e os requisitos dos sistemas são definidos. Portanto, a Arquitetura Operacional do Sistema ou o Conceito de Operações (ConOps) do Sistema de Detecção de Raio são retratados na Figura 3.2, onde as principais funções estão listadas da seguinte forma: (1) O Sistema de Lançamento coloca o RaioSat em uma órbita intermediária apropriada dentro do *Poly-Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD) ou outro *deployer* similar; (2) P-POD ejeta RaioSat para a órbita operacional; (3) O RaioSat determina sua órbita e atitude para

garantir as condições de operação e sinaliza a estação terrestre para iniciar as operações da missão; (4) O RaioSat realiza verificações de sistemas; (5) O RaioSat, em operação nominal, mede o sinal VHF, além de capturar a intensidade e localização geográfica de atividades de raio e as envia para a Estação Terrena caso uma assinatura real de raio seja constatada; (6) A estação terrena recebe as detecções e processa dados em informações; (7) A estação terrena distribui informação de ocorrência de raios aos pesquisadores através do sistema de rede portal do INPE; (8) Os pesquisadores acessam informações sobre raios e conferem com registros BrasiDAT; (9) Pesquisadores estudam como os raios podem afetar os sistemas na Terra; (10) Operadores da estação terrestre enviam comandos ao Cubesat até sua reentrada na atmosfera da Terra.

Figura 3.2 – Conceito de Operações (ConOps) do Sistema de Detecção de Raios



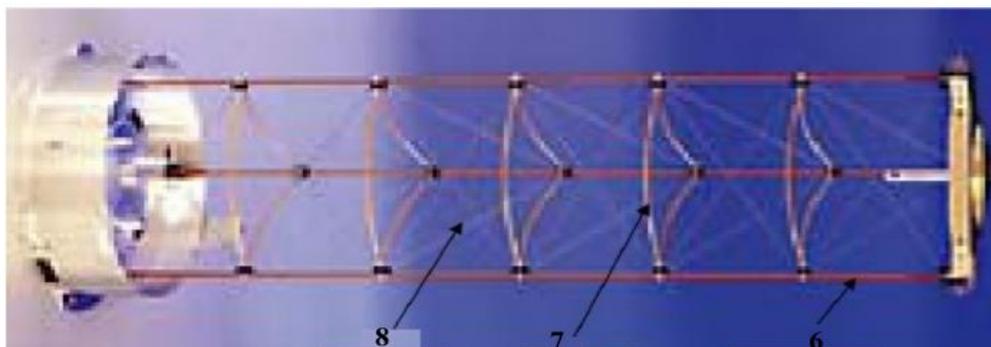
Fonte: Naccarato et al. (2016)

Em princípio, a estabilização por gradiente de gravidade pode ser satisfatória, dependendo do procedimento inicial de abertura do mastro e da qualidade do amortecedor de natação. Um valor possível para o erro de apontamento

máximo é de 5 graus, o que significa um desvio entre o ponto do solo imageado no eixo ótico da câmara e o ponto zenital de 35 km, ou 3,5 pixels. Se o satélite for capaz de medir esta atitude, pode-se simplesmente transmitir o pixel onde foi detectado o raio (bastam 9 bits para fazê-lo), o instante em tempo, os ângulos de Euler do erro de atitude e a intensidade do sinal, já que a posição do satélite é conhecida pelo sistema de rastreo.

Satélites com gradiente de gravidade de mastro único e fino têm erros de apontamento causados pela dilatação diferencial entre o lado exposto ao sol e o oposto e tem uma injeção periódica de energia de oscilação face à mudança de geometria de iluminação. Satélites com treliças, ou mais de um mastro em paralelo, não tem este tipo de erro, já que para não haver paralelismo entre as massas nas extremidades do mastro, tem-se que esticar e contrair mastros. A contração é possível com flambagem, mas não o esticar. Depois, todos os elementos tendem a distorcer de forma igual, e assim, aplicando-se o princípio de mínima energia de deformação de Castigliano, tem-se que não há erro de paralelismo importante. A Figura 3.3 mostra a treliça mais usada em pequenos satélites que é inflável e oriunda da universidade de Stanford. Além do mastro, um amortecedor de nutação deve ser usado para dissipar as energias de oscilação em arfagem e rolamento.

Figura 3.3:A Treliça de Stanford para Estabilização por Gradiente Gravitacional



Fonte: Strike et al. (2002)

Sistemas de gradiente de gravidade tem eficiência máxima quando as massas em suas extremidades são exatamente iguais. Em satélites 3 U isto é difícil, mas valores próximos dão eficiências elevadas. A condução de sinais entre as partes pode ser feita por wi-fi, ou cabo, mas a energia tem de passar por cabos ou metalização na treliça. A colocação de espuma curada em voo na zona inflada protege o sistema quanto a furos e vazamentos.

O satélite, assim, estabilizado precisa ou de um controle em guinada, que pode ser aerodinâmico, com peças similares a nadadeiras dorsais como na patente US 4397434. Em satélites de gradiente de gravidade de pequeno porte, tiras entre os dois blocos, podem ser um elemento que direcione aerodinamicamente a linha de guinada sem efeitos nos demais parâmetros de estabilização e com baixo peso. Outra opção é o uso do campo magnético da terra para esta estabilização. A medida de apontamento esta sim é necessária para a garantia de qualidade de informação.

Deve-se notar que a treliça de controle de atitude por gradiente de gravidade pode ser concebida também para funcionar como uma antena de VHF sem aumento significativo de peso via metalização adequada.

3.3. Análise do Ciclo de Vida do Raiosat

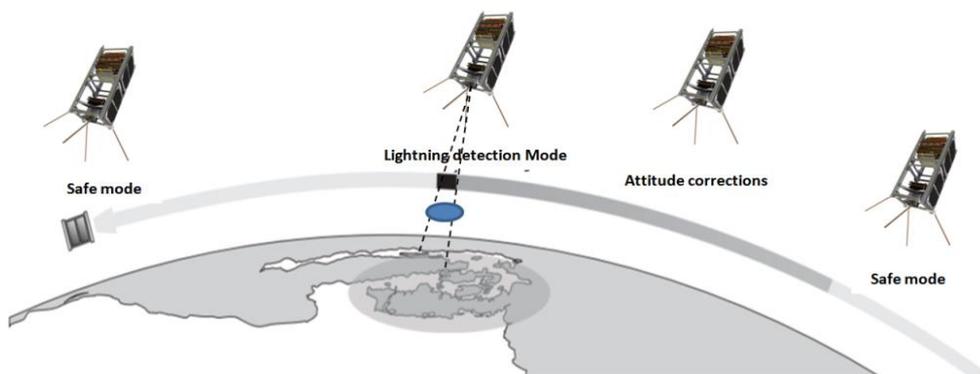
Todas as fases do projeto desde o início do projeto até ao final são descritas no ciclo de vida do projeto. A análise começa com uma descrição de alto nível do ciclo de vida do sistema e se divide para cada processo do ciclo de vida para os cenários importantes que o sistema é submetido ao longo do sua vida útil. Cenários relevantes para o RaioSat são definidos essencialmente como aqueles que implicarão em diferentes elementos interagindo no ambiente *in-situ* ou stakeholders que são afetados ou afetando este sistema.

Um ciclo de vida típico do cubesat RaioSat pode ser dividido nas seguintes etapas (ARNAUT et al, 2009):

- Desenvolvimento do cubesat - identificar as necessidades dos stakeholders, propor soluções viáveis, definir requisitos do sistema, criar descrição da solução, criar sistema, verificar e validar o sistema;
- Fabricação do cubeSat;
- Logística do cubesat - armazenamento, manuseio, transporte e provisão de lançamento;
- Operação do cubesat - lançamento, ejeção P-POD, aquisição de órbita, teste operacional, operação nominal e
- Reentrada na atmosfera terrestre.

O método de engenharia do sistema é aplicado para o produto e a organização, onde para cada cenário definido na análise do ciclo de vida do sistema, ele deve ser realizado simultaneamente. Para exemplificar o processo de engenharia de sistemas para o RaioSat usando este método, este trabalho ilustra apenas o cenário de operação nominal da RaioSat. Nesse cenário, o RaioSat mede o sinal VHF, captura sua intensidade num sensor CCD ou CMOS, geo-localiza com *tags* do GPS todas as atividades de prospectivo raio e as envia para a estação terrestre. Um pré-processamento pode ser feito a bordo do cubesat e somente os dados tratados como positivos são enviados para terra. O RaioSat basicamente alterna os modos durante um cenário de operação nominal conforme previsto na Figura 3.4.

Figura 3.4 – Modos esperados de operação do RaioSat em cenário normal



Fonte: Naccarato et al. (2016).

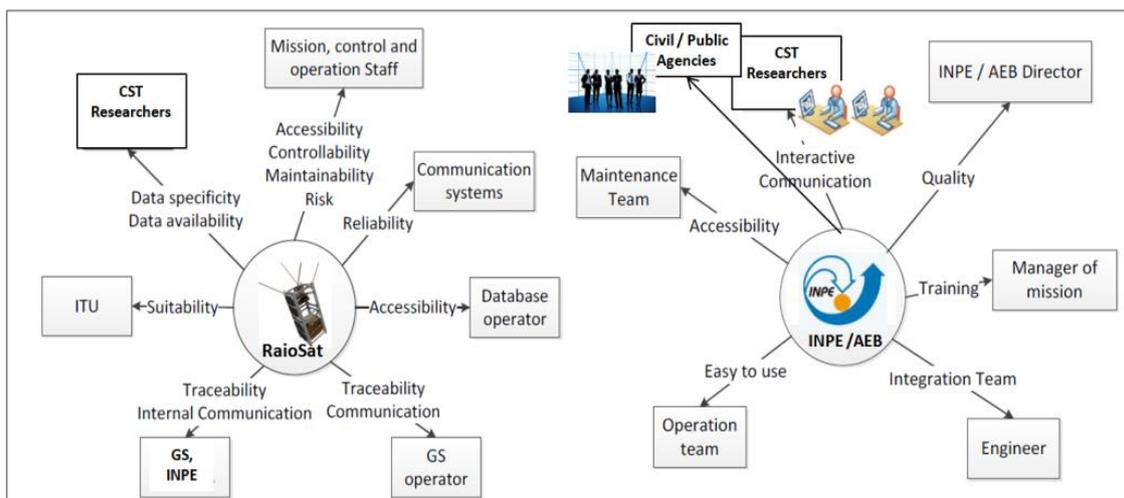
Os dados coletados de raios totais serão decodificados, validados e armazenados em um banco de dados e os produtos finais poderão ser distribuídos, tanto por meio de séries de dados históricos como em tempo real, por aplicativos da Web em execução em um desktop dedicado.

3.4. Análise de Stakeholders da Missão RaioSat

A principal entrada para a análise de *stakeholders* é a decomposição do ciclo de vida em cenários em que uma quebra de cada sub-processo ou cenário corresponde a um produto durante esse sub-processo. A técnica empregada para a análise de *stakeholders* é a mesma usada em Arnaut *et al.* (2009) onde isso é realizado fazendo perguntas casualmente para cada cenário considerado neste trabalho.

Posteriormente, para cada *stakeholder* identificado neste método, são solicitados basicamente quais são suas aspirações, metas, preocupações, expectativas e necessidades. As respostas são as preocupações dos *stakeholders*, resumidas na Figura 3.5 para o ponto de vista do produto e da organização.

Figura 3.5 – Interesses dos Stakeholders do RaioSat em operação nominal



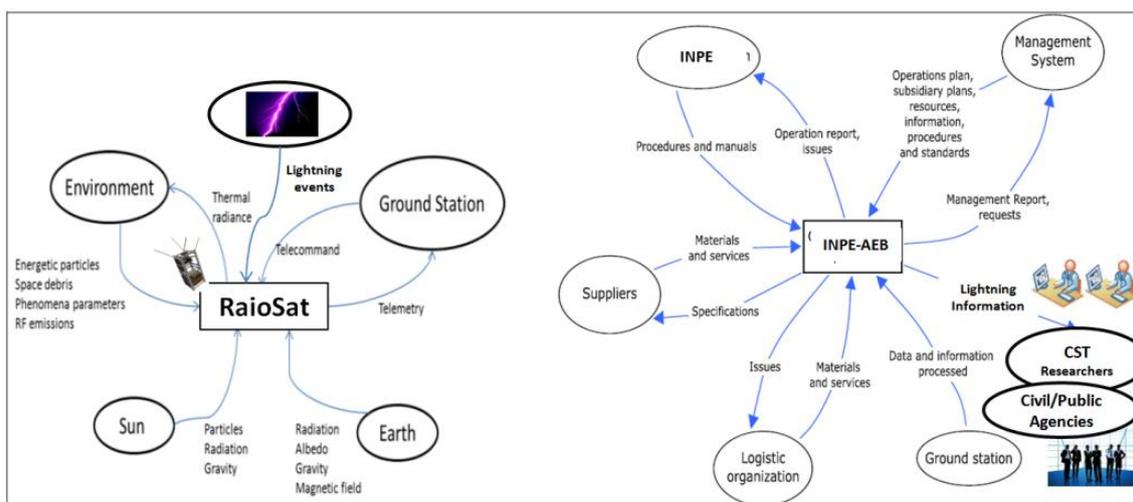
Fonte: Naccarato et al. (2016)

Os aspectos, métricas e medidas de eficácia (MOE's) são obtidos de cada interesse dos stakeholders usando a técnica *Goal, Question, Metric* (Objetivo, Pergunta, Métrica) (ARNAUT et al, 2009). Por exemplo, a disponibilidade e facilidade de uso são características identificadas como preocupações para os pesquisadores do CCST e a equipe de operação, do ponto de vista do RaioSat (produto) e INPE (organização), respectivamente. Os seguintes aspectos são analisados e as métricas são definidas. A partir das preocupações e MOE's, as necessidades dos stakeholders são derivadas e, em seguida, traduzidas para os requisitos dos stakeholders, por exemplo, a demanda de facilidade de acesso: (a) treinamento - treinamento anual para operadores; (B) planejamento - tempo de trabalho; e (c) manuais - clareza, procedimentos on-line.

3.5. Análise Funcional do Sistema RaioSat

Seguido à Análise de *Stakeholders*, procede-se para a Análise Funcional cujo primeiro passo consiste em criar um Diagrama de Contexto para cada cenário de ciclo de vida decomposto e identificar os elementos no ambiente do sistema e os fluxos de energia, material ou informação entre eles, conforme descrito na Figura 3.6. Este tipo de análise faz parte do processo de obtenção de requisitos, mas é restrita apenas a um ponto de vista funcional.

Figura 3.6 – Diagrama de Contexto Funcional do RaioSat em operação nominal

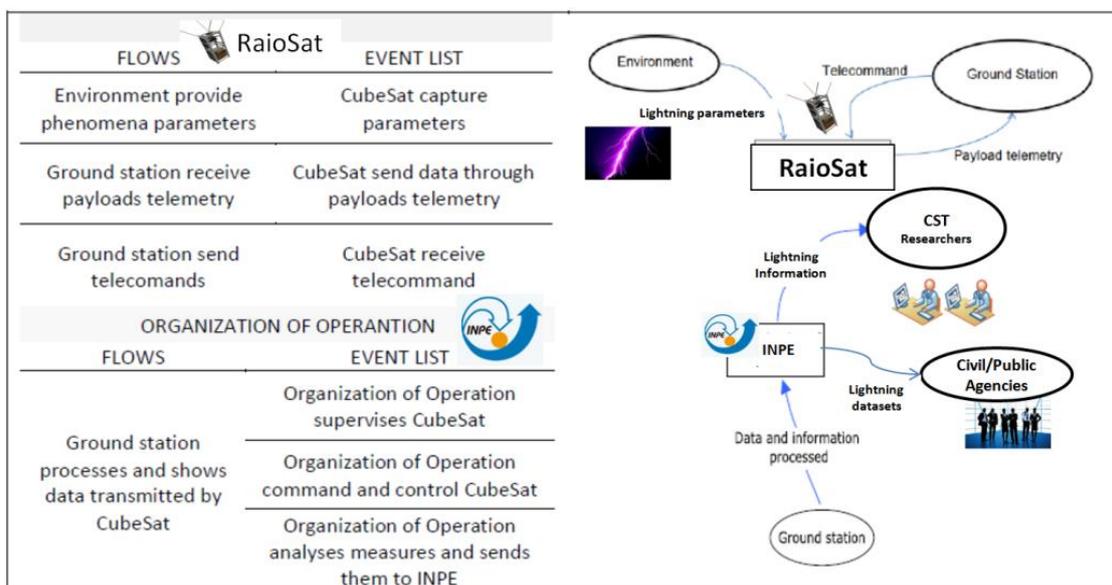


Fonte: Naccarato et al. (2016).

O Diagrama de Contexto de Dados e o Diagrama de Contexto de Controle são desenvolvidos a partir do Diagrama de Contexto e permitem visualizar as conexões entre o sistema e os elementos ambientais, além de extrair as funções essenciais do sistema.

Posteriormente, recomenda-se o desenvolvimento de análises de circunstâncias, que normalmente são combinações de valores de atributos de elementos possíveis no ambiente e fluxos de contexto do sistema. O Diagrama de Função Essencial e o modo de lista de eventos são desenvolvidos com base na análise de contexto e modos apresentados. O Diagrama de Função do evento mostrado na Figura 3.7 representa as funções básicas do RaioSat (Produto) e do INPE (Organização) que justificam sua existência. O diagrama de função essencial pode ser expandido e outras funções secundárias adicionadas ao sistema como uma decomposição das funções essenciais.

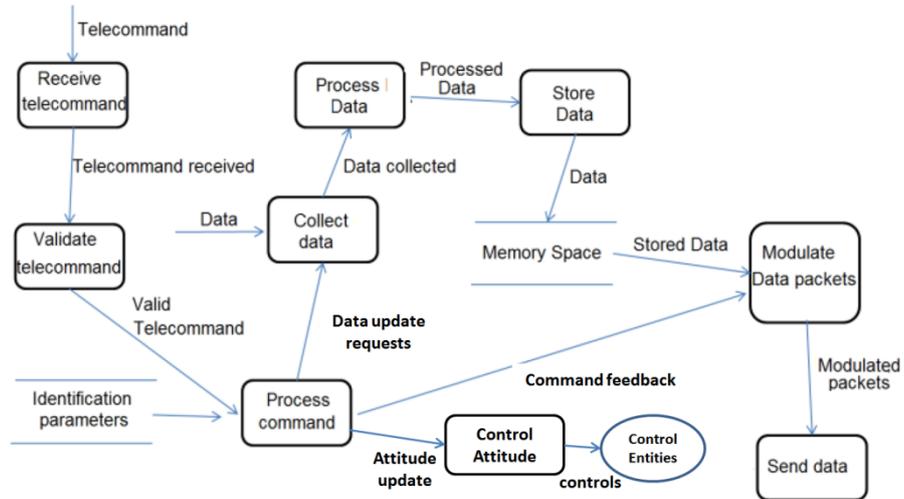
Figura 3.7 – Lista de eventos com função essencial e Diagrama de Contexto



Fonte: Naccarato et al. (2016).

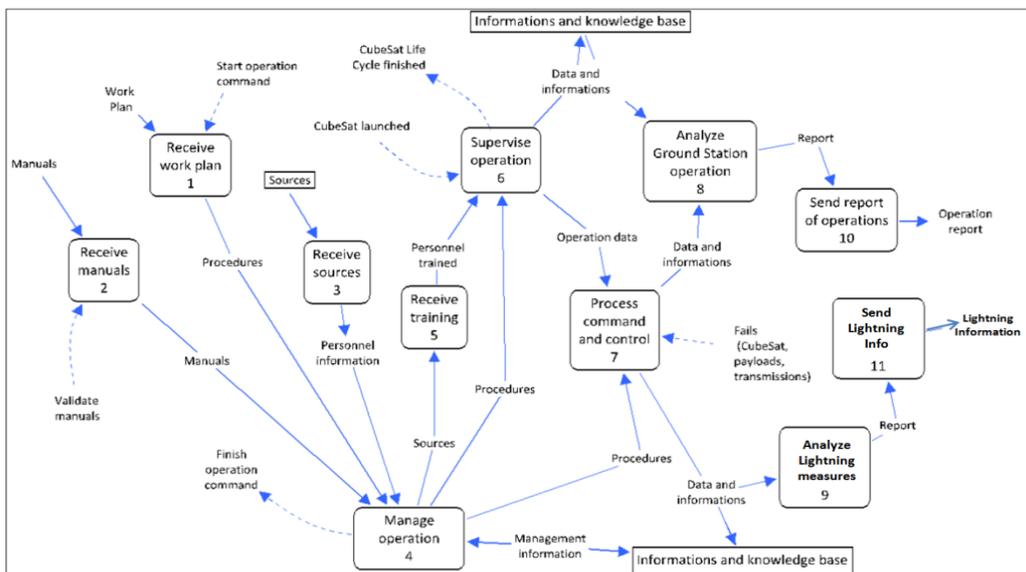
A Figura 3.8 ilustra um exemplo para o Diagrama de Fluxo de Dados do produto cubesat, enquanto a Figura 3.9 mostra um exemplo para os dados da organização subjacente e o Diagrama de Fluxo de Controle.

Figura 3.8 – Lista de eventos com função essencial e Diagrama de Contexto



Fonte: Naccarato et al. (2016).

Figura 3.9 – Dados de organização da operação RaioSat e Fluxo de Controle

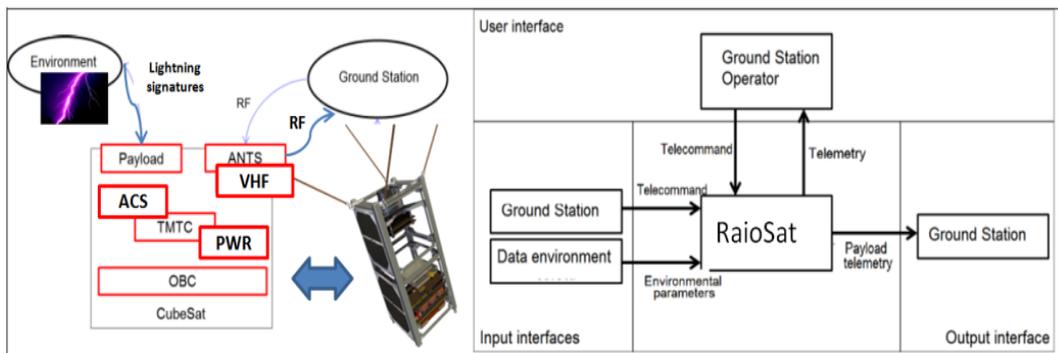


Fonte: Naccarato et al. (2016).

Finalmente, um conceito físico e um Diagrama de Interface podem ser desenvolvidos a partir das análises anteriores e uma representação inicial da arquitetura do sistema pode ser exibida como mostra as Figuras 3.10 e 3.11

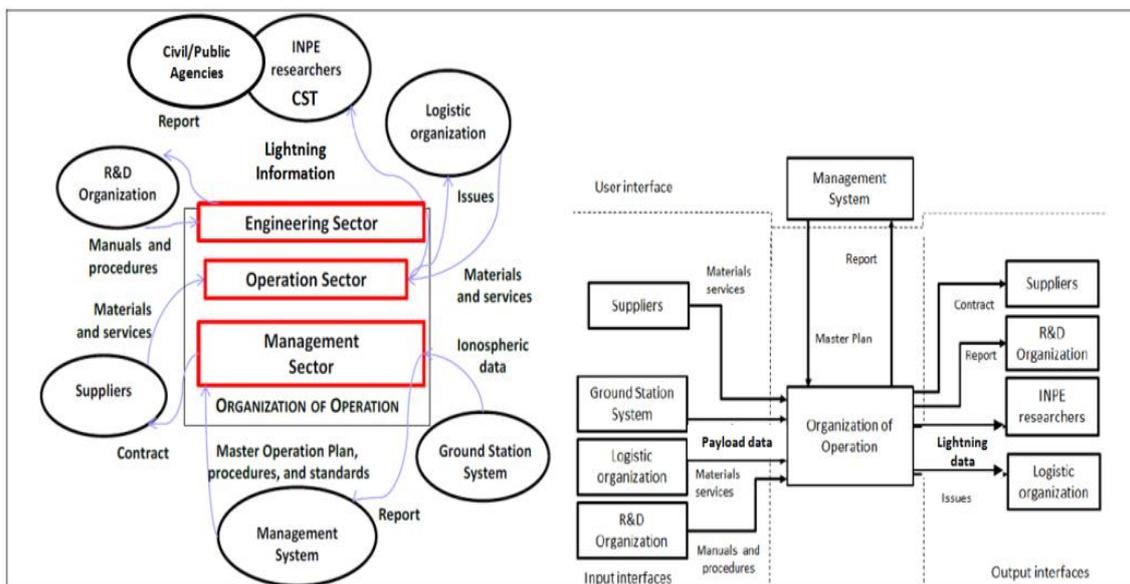
para o conceito físico e um diagrama de interface para o RaioSat (produto) e sua organização subjacente - INPE. Nesta fase, as análises de perigo e risco podem ser realizadas para o nível do sistema, considerando a quebra das funções durante o processo. Este tópico está agora fora do escopo deste trabalho.

Figura 3.10 – Arquitetura RaioSat (Diagrama Interface/ físico)



Fonte: Naccarato et al. (2016).

Figura 3.11 – Arquitetura Física e de Interface para a organização RaioSat

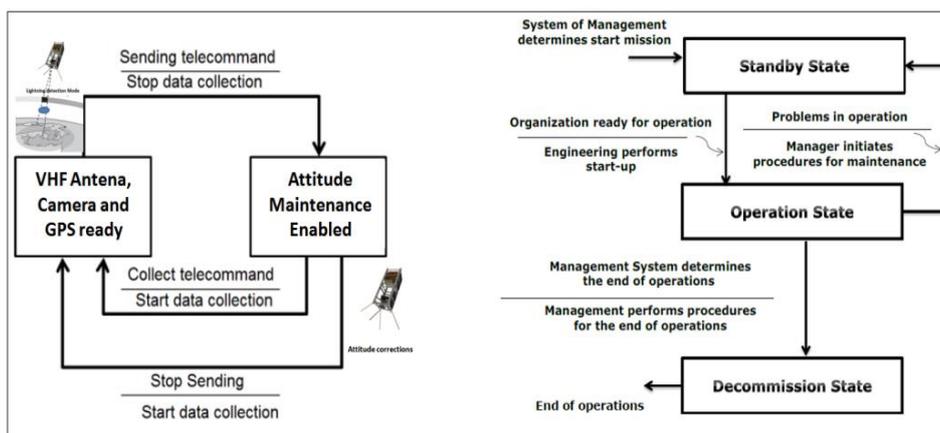


Fonte: Naccarato et al. (2016).

A análise de comportamento é realizada através de identificação de estados e do Diagrama de Transição destes estados. Os estados identificados para o

RaioSat são simples, por exemplo: uma carga útil exposta ou não exposta ao ambiente espacial pode ser dois estados diferentes. Para a organização de operação, os estados são identificados para iniciar, operar e concluir a missão. A Figura 3.12 mostra a máquina de transição de estados. Os resultados da análise funcional são sintetizados nos requisitos do sistema.

Figura 3.12 – Máquina de transição de estado RaioSat (produto e organização)



Fonte: Naccarato et al (2016).

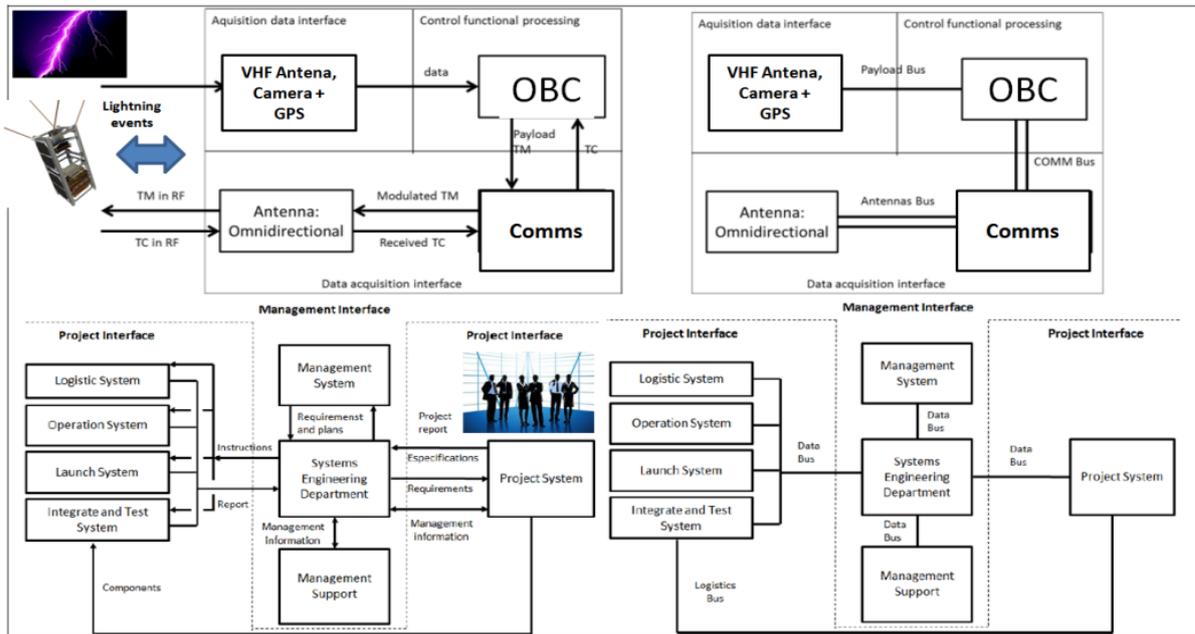
3.6. Arquitetura e Teste Preliminar do Sistema RaioSat

Para destacar as interfaces entre os subsistemas do nanossatélite RaioSat e sua contrapartida organizacional, os resultados da análise são então sintetizados em arquiteturas físicas específicas.

O Diagrama de Fluxo de Arquitetura e Diagrama de Interface da Arquitetura, esboçados na Figura 3.13 descrevem este tipo de informação sobre o ponto de vista da organização bem como sobre a perspectiva de produto.

A alocação de funções para elementos físicos de arquitetura faz com que os requisitos do sistema derivados sejam realizados diretamente no componente físico.

Figura 3.13 – Arquitetura RaioSat de Interface Física (produto e organização)



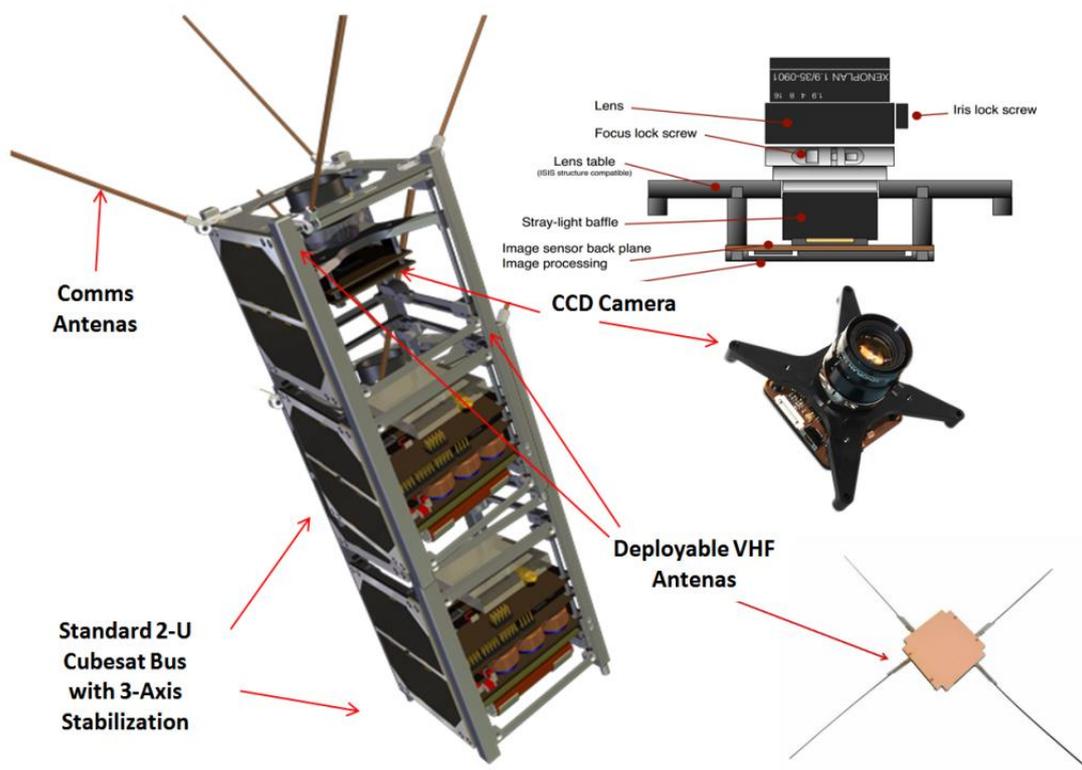
Fonte: Naccarato et al. (2016).

Uma vez que os requisitos são definidos para cada componente (subsistema), isso permite que os engenheiros de sistemas estimem algumas alternativas de implementação de tecnologia e elaborem ainda uma análise de trade-off.

Neste projeto, essas considerações foram parcialmente tomadas e as decisões sobre a criação ou a compra, indica que, para prototipagem e demonstração de missão, usar COTS (componentes de prateleira) em plataformas 3-U e cargas úteis é caminho prosseguir.

A estrutura de satélite RaioSat prevista e os elementos para integração são preliminarmente mostrados na Figura 3.14 como resultado das reflexões apresentadas.

Figura 3.14 – Estrutura e elementos de carga útil preliminar para RaioSat



Fonte: Naccarato et al. (2016).

Para o sistema RaioSat, um novo conjunto de dados de raios (descargas de nuvem-terra e intra-nuvem) fornecido pelo sistema de bordo estará sendo prototipado e pretende-se usar em breve, se viável:

- Uma antena de rádio de amplo espectro (na faixa de dezenas de kHz a centenas de MHz) para detectar as emissões eletromagnéticas do componente irradiante das descargas de raio. Portanto, o RaioSat deve ter uma antena passiva VHF, variando de 50 a 200MHz;
- A câmera de imagem espectral (SIC), um dispositivo sensor (CCD / CMOS), uma vez que a emissão visível dos raios pode ser detectada a partir do espaço, conforme discutido anteriormente. O SIC exige capacidade de processamento de dados de alto desempenho e grande memória de armazenamento de dados e sua resolução deve ser de 128 x 128 macro pixels, levando a uma imagem de superfície de 10 km /

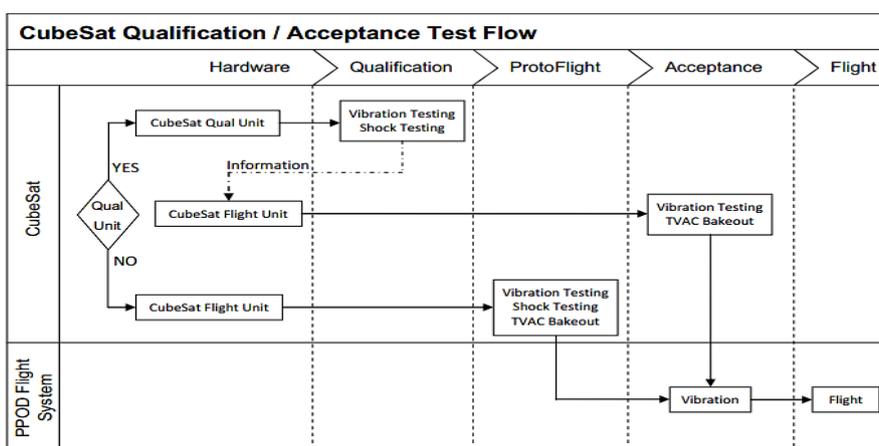
pixel a 650 Km de altitude inicialmente. Além disso, o SIC deve ter um possível filtro óptico de passagem de banda de 1 nm de largura, centrado na banda espectral do oxigênio atômico 777,4 nm ou do nitrogênio 863,8 nm e

- Finalmente, é necessário um GPS para marcar a localização e o tempo de qualquer evento de raio prospectivo.

Os principais desenvolvimentos vão se concentrar no software on-board, algoritmos de detecção e esforços de integração de componentes. Os principais desafios previstos são: (1) integração de uma antena VHF adequada; (2) Filtragem espectral a partir do sensor CCD e, (3) Algoritmos prospectivos a bordo para descartar antecipadamente eventos de raios falsos positivos.

No que se refere aos requisitos de teste para o sistema RaioSat, a especificação CDS - *CubeSat Design Specification* (CUBESAT, 2016) será usada como guia. Portanto, os testes serão realizados para atender a todos os requisitos do provedor de lançamento, bem como quaisquer requisitos de teste adicionais considerados necessários para garantir a segurança do RaioSat, de seu P-POD e a missão principal. No mínimo, o RaioSat passará pelo cronograma de teste sugerido, como mostrado na Figura 3.15.

Figura 3.15 – Planejamento de teste sugerido para o sistema RadioSat



Fonte: CUBESAT (2016).

Uma vez que nesta fase inicial o ambiente do veículo de lançamento é desconhecido, os documentos sugeridos, o Padrão Geral de Verificação Ambiental (GEVS, GSFC-STD-7000) e MIL-STD-1540, podem ser usados para derivar os requisitos de teste. Como uma boa prática, o CDS afirma que os requisitos de teste e os níveis que não são gerados pelo provedor de lançamento ou P-POD Integrador são considerados não oficiais. Assim, os requisitos de teste do provedor de lançamento substituirão os ambientes de teste de qualquer outra fonte. Além disso, o P-POD será testado de forma semelhante para garantir a segurança e a mão-de-obra - *workmanship* antes da integração com o RaioSat.

Com a definição preliminar da estrutura e elementos de carga útil para RaioSat, nos próximos capítulos serão apresentados a metodologia proposta para a análise de viabilidade, sua aplicação, resultados obtidos e sugestões de encaminhamento para o real projeto da carga útil óptica voltada para a missão RaioSat.

4. METODOLOGIA PROPOSTA

Para o estudo de viabilidade técnica almejado neste trabalho foi realizada uma adaptação da metodologia proposta em Wertz et al. (2011). Segundo Wertz o dimensionamento de uma carga útil de observação é um processo iterativo que envolve negociação e otimização de diferentes propostas de carga útil, frequentemente entre uma vasta quantidade de possíveis candidatos.

Nos estágios iniciais desse processo, é importante ser capaz de avaliar diferentes opções sem dimensionar cada uma em detalhes. A avaliação inicial de projetos alternativos requer estimativas de massa, tamanho, potência, taxa de dados e restrições no apontamento, controle e estabilidade do satélite dentre outras características de interface de modo a diminuir o número de candidatos para uma avaliação mais completa.

Essa avaliação parte de uma detalhada descrição e entendimento da missão passando pelo conceito de operação e as especificações iniciais da carga útil de observação que determinam o tamanho, massa e potência da carga útil. A metodologia adaptada de Wertz et al. (2011) está sintetizada na Tabela 4.1, e será detalhada passo-a-passo nos próximos itens deste capítulo.

Tabela 4.1 - Passos para dimensionamento de uma carga útil óptica

Passos
01. Definir os Requisitos de Missão e Objetivos
02. Determinar a Geometria da Missão e os Parâmetros de Órbita
03. Definir os requisitos da carga útil
04. Definir o Conceito Operacional da carga útil
05. Determinar a Amostragem Espacial
06. Determinar o Processamento do Sinal a bordo
07. Determinar a Performance da Sensibilidade Radiométrica
08. Estimar o Tamanho, Massa e Potência da carga útil
09. Determinar a MOE'S da carga útil
10. Documentar e Iterar (Repetir)

Fonte: Adaptado de Wertz et al. (2011).

4.1. Definição dos Requisitos de Missão e Objetivos

Uma abordagem de engenharia de sistemas especialmente desenvolvida para aplicação no setor espacial denominada Engenharia de Missão Espacial (WERTZ et al., 2011) será adotada no desenvolvimento do presente trabalho. Esta referência afirma que a Engenharia Missão Espacial é o refinamento de requisitos e definição de parâmetros de missão para cumprir os objetivos gerais de uma missão espacial em tempo hábil, a um custo e risco mínimos.

Uma síntese do processo de engenharia de missão espacial é apresentada na Tabela 4.2 adaptada de Wertz et al., (2011) onde seus quatorze passos constantes são resumidamente definidos a seguir.

Tabela 4.2 - O Processo SMAD de Engenharia de Missões Espaciais

Passos SMAD
<i>Definir objetivos e restrições</i> 1. Definir os amplos objetivos (qualitativos) e restrições 2. Definir os principais atores 3. Definir os prazos do programa 4. Estimar as necessidades quantitativas, requisitos e restrições
<i>Definir Conceitos ou Projetos Alternativos de Missão</i> 5. Definir arquiteturas de missão alternativas 6. Definir Conceitos de Missão Alternativa 7. Definir os prováveis <i>drivers</i> do sistema e requisitos chave
<i>Avaliar os Conceitos de Missão Alternativos</i> 8. Realizar Avaliações de Desempenho <i>Trade-Offs</i> do Sistema 9. Avaliar Utilidade da Missão 10. Definir o conceito e a arquitetura da missão de linha de base 11. Revisar os Requisitos Quantitativos e Restrições 12. Iterar e explorar outras alternativas
<i>Definir e alocar os requisitos do sistema</i> 13. Definir requisitos do sistema 14. Atribuir os requisitos aos elementos do sistema

Fonte: Adaptado de Wertz et al. (2011).

Em alguns passos a seguir, o caso do satélite FireSat (WERTZ et al, 2011), uma missão de detecção de incêndios florestais, é usado com fins ilustrativos para elucidar melhor os conceitos por trás da diretriz indicada no passo-a-passo.

Passo 1 - Definir os amplos objetivos (qualitativos) e restrições: Definirmos quais são nossos objetivos qualitativos e o seu porquê. Devemos revisitá-los várias vezes para verificarmos se estamos atingindo e se podemos fazer isto melhor e mais barato.

Passo 2 - Definir os principais atores: Identificar os atores principais “*Stakeholders*” e as comunidades espaciais de que fazem parte. Os usuários finais e os financiadores tipicamente não são os mesmos e é bom que ambos sejam satisfeitos.

Passo 3 - Definir os prazos do programa: Definir o cronograma em que o programa precisa ser executado para ser útil.

Passo 4 - Estimar as necessidades quantitativas, requisitos e restrições: Quantificar quão bem se deseja atingir os amplos objetivos dados as necessidades, tecnologia aplicável, quem são os usuários e restrições de custo e agenda. Tais requisitos quantitativos devem ser objeto de negociação à medida que se avança.

Passo 5 - Definir arquiteturas de missão alternativas: Definir combinações alternadas dos elementos de missão ou da arquitetura da missão espacial para atender aos objetivos da missão e requisitos. Faz-se isto olhando para cada elemento individual da missão como a carga útil ou a órbita do satélite, considerando as principais alternativas que melhor atenderiam os objetivos da missão.

Passo 6 - Definir Conceitos de Missão Alternativa: Depois de identificar todas as peças, é necessário entender como elas irão trabalhar em conjunto

para atender as necessidades dos usuários finais. Inicia-se este processo pelo desenvolvimento de conceitos de missão alternativos. Um “Conceito de Missão” ou “Conceito de Operação” é uma declaração ampla de como a missão irá funcionar na prática. Tipicamente os “Conceitos de Missão” mais efetivos são aqueles que são totalmente transparentes para o usuário final.

Passo 7 - Definir os prováveis drivers do sistema e requisitos chave:

Identificar os prováveis “*System Drivers*” e requisitos chaves. Em qualquer sistema real muitas coisas influenciam os custos globais, desempenho ou o projeto detalhado dos componentes. Entretanto elas são influenciadas principalmente por um pequeno número de parâmetros ou componentes chaves chamadas “*drivers*”. Identificam-se os principais *drivers* de desempenho e custo para cada alternativa de conceito de missão. Similarmente há requisitos críticos que são aqueles que têm o maior impacto em custo, risco e cronograma. Para muitas missões espaciais “*System Drivers*” incluem: número de satélites, altitude, potência, tamanho e peso dos instrumentos; Requisitos críticos incluem: vida útil, disponibilidade, cobertura, resolução, potência de sinal. Por identificar explicitamente os “*System Drivers*” e os “requisitos críticos”, podem-se concentrar esforços nos parâmetros que tem o maior impacto no projeto e, portanto, no custo e performance da missão espacial. Isto melhora nossas chances de obter melhor projeto possível com o orçamento disponível. Os “*System Drivers*” e requisitos críticos serão provavelmente diferentes para diferentes conceitos de missão.

Passo 8 - Realizar Avaliações de Desempenho Trade-Offs do Sistema:

Conduzir avaliações de desempenho e *system trades*, é o passo mais trabalhoso em um projeto de missão porque ele define em detalhe o que o sistema é e faz. Aqui se determina o balanço de potência, peso e apontamento e se decide o que processar no espaço e em terra. Caracterizar a missão e conduzir as negociações entre alternativas, é sempre o passo mais custoso porque requer a experiência de muitas pessoas.

Passo 9 - Avaliar Utilidade da Missão: Os passos anteriores formam a base da “Análise de Utilidade da Missão”, no passo 9 se quantifica quão bem se está atendendo a ambos: os objetivos gerais e as necessidades dos usuários finais, em função do custo e das escolhas chaves do projeto do sistema. Somente o usuário final ou o desenvolvedor do sistema podem em última instância definir quão boas são estas medidas críticas de desempenho.

Passo 10 - Definir o conceito e a arquitetura da missão de linha de base: Tendo avaliado projetos alternativos e realizado uma avaliação preliminar da utilidade da missão, se seleciona uma ou mais linha de base de projetos do sistema. Um “*baseline* de projeto” é uma definição consistente e única do sistema, é um conjunto particular de valores para todos os parâmetros do sistema os quais são consistentes uns com os outros. Conforme o projeto do sistema matura, o *baseline* se torna mais firme e eventualmente se torna o projeto do sistema.

Passo 11 - Revisar os Requisitos Quantitativos e Restrições: Tendo determinado os requisitos críticos e seu impacto no projeto e utilidade da missão, neste momento se deve revisar os requisitos do sistema e as restrições consistentes com o que se aprendeu. É necessário encontrar os requisitos que reflitam o que se quer atingir (os objetivos da missão) e o que pode ser atingido com as ferramentas, técnicas, e o hardware disponíveis.

Passo 12 - Iterar e explorar outras alternativas: Por fim deve-se retornar e explorar alternativas e repetir o projeto. O resultado que se procura é um equilíbrio entre o que se gostaria de ter e o que foi obtido no tempo dado, dentro do orçamento e com um nível aceitável de risco. Quando se inicia não se sabe como será. Esta é a razão para explorar alternativas e procurar opções. Há outra abordagem para atingir melhor os objetivos ou a um custo mais baixo? Ou se alternar um pouco o foco dos objetivos, pode-se obter um custo mais baixo ou com menos risco?

Passo 13 - Definir requisitos do sistema: Os primeiros 12 passos são o que se chama de Exploração de Conceito olhando para requisitos alternativos, restrições e sistemas alternativos. Pelo fato de construtores de sistemas espaciais tradicionalmente trabalharem a partir de requisitos específicos, deve-se traduzir agora os “objetivos melhor definidos” restrições e requisitos em bem definidos “requisitos de sistema”. Normalmente a engenharia de sistema tradicional começa por aqui.

Passo 14 - Atribuir os requisitos aos elementos do sistema: Agora se aloca os requisitos numéricos para os componentes da missão espacial do mesmo modo que um balanço aloca peso e potência para os componentes do satélite. Isto se tornará uma lista detalhada de requisitos e, em última análise, em uma missão espacial em órbita.

4.2. Geometria da Missão e Seus Parâmetros Orbitais

Neste tópico, o SMAD (WERTZ et al., 2011) discorre sobre a metodologia para estabelecimento da(s) órbita(s) de uma missão como altitude, ângulo de inclinação, número de satélites, dentre outros, para se obter a cobertura, tempo de revisita exigidos pela missão. Tendo sido definido previamente como restrição o uso de uma plataforma cubesat, para o estudo de viabilidade é necessário considerar alguns cálculos apenas. A altitude é analisada mais detidamente neste tópico, pois será evidentemente fundamental para a futura missão.

4.3. Definição dos Requisitos de Carga Útil

A abordagem geral delineada em Wertz et al (2011) é um método simples e iterativo para se selecionar uma carga útil que satisfaça uma missão de observação. Os requisitos de missão podem ser atingidos de modos diferentes. Nem sempre é obvio, entre as várias abordagens possíveis, escolher a melhor para uma dada missão.

Depois de selecionar uma fenomenologia física (por exemplo, medir a radiação térmica infravermelha para detectar a temperatura de alto brilho que é característica de incêndios florestais) três características do sistema precisam ser determinadas: (1) A abordagem de amostragem espacial necessária para satisfazer as necessidades de informação da missão, (2) Os níveis de sensibilidade radiométrica para distinguir a detecção de incêndios e falsos positivos e (3) As implicações das características de amostragem espacial e sensibilidade radiométrica na dimensão, massa e potência da carga útil que frequentemente são as mais importantes características do sistema para a implementação da missão e sua perspectiva de custos.

Uma tabela exemplificativa é apresentada em Wertz et al. (2011) de cargas úteis de sensoriamento remoto e a correspondente missão de satélite, onde se alerta para a dificuldade de se categorizar essas missões pelo de fato os sensores empregados podem ter muitas vezes múltiplos usos.

Os sensores podem ser categorizados de acordo com qualquer número de diferentes aspectos, como as técnicas de medição (ativo ou passivo), evento mensurado (por exemplo, fogo ou desflorestamento) e resolução de medição (espacial, espectral, radiométrica, temporal). Atenção para componentes com múltiplo uso, pois resultam com frequência em requisitos conflitantes que mais adiante podem complicar o projeto e desenvolvimento da carga útil.

Os procedimentos de mensuração usados em uma carga útil de observação e algoritmos de processamento associados devem ser customizados para entregar a informação que podem ser restauradas das medições para compreender o objeto de estudo.

4.3.1. Resolução Espacial

A resolução espacial depende da distância entre o sensor e o alvo, a abertura e a distância focal do sistema óptico de coleta, dimensão do elemento detector,

estratégia de processamento de sinal e comprimento de onda da energia incidente.

Podemos caracterizar a resolução espacial como a menor distância angular que o sensor pode distinguir ou diretamente como a distância no solo em unidades de comprimento para o tamanho do menor objeto que pode ser discriminado. A resolução espacial efetiva é uma função destes diversos parâmetros de projeto em um sistema de sensoriamento remoto incluindo a própria cena. O sistema óptico e as características da matriz do plano focal determinam o limite teórico para a resolução espacial em qualquer geometria do sistema. Estas mesmas características definem a distância de amostragem de solo (GDS) e a distância no solo na qual o sensor tira amostras da cena.

Frequentemente, a resolução espacial efetiva é diferente do GDS. Normalmente, a primeira é aproximadamente duas vezes o GDS. Entretanto para alvos de baixo contraste ou detecção de alvos com baixa relação sinal-ruído, a efetiva resolução sinal-ruído pode ser mais grosseira que duas vezes o GDS (WERTZ et al. 2011). A menor característica física que pode ser discriminada para uma específica característica-alvo usando qualquer tipo de medição do sensor candidato determina os limites da resolução espacial em um sistema de sensoriamento remoto. Informações sobre o conteúdo espectral da cena podem ser utilizadas dentro de um contexto de premissas plausíveis para derivar informações espaciais que tenham resolução mais fina do que o GDS.

4.3.2. Resolução Espectral

Conteúdo espectral é fornecido por espectrômetros que coletam dados que podem ser usados para identificar diferentes componentes da cena (e. g. pedras, árvores e água) e algumas vezes a composição química dos objetos que estão sendo medidos. A radiação espectral recebida pelo sensor é uma composição da radiação espectral emitida por todos os objetos no campo de visão instantâneo. A radiação atingindo um imageador multiespectral possível

de um Firesat II (WERTZ et al, 2011), por exemplo, irá incluir espectro de solo, vegetação, e cidades em adição a qualquer fogo que possa haver lá. O espectro combinado de todos estes elementos de cena pode ser muito diferente de um espectro de incêndio na floresta. Informação combinada de diferentes bandas do espectro tem sido usada muitas vezes com sucesso para isolar elementos chaves da cena uns dos outros e melhorar a utilidade de um sensor. Espectrômetros baseados no espaço são frequentemente agrupados em uma das três categorias: multiespectral, hiperespectral e ultraespectral.

4.3.3. Resolução Radiométrica

A resolução radiométrica de um instrumento precisa ser boa o suficiente para permitir ao sistema discriminar entre um incêndio e uma fogueira por exemplo.

Assim, meramente detectar a presença de energia térmica em uma banda espectral da queima da biomassa não satisfaz os requisitos da missão Firesat II, por exemplo. O número de bits necessários para descrever a intensidade ou o aumento da temperatura para um instrumento do Firesat II será determinada por 2 limites práticos: (1) A esperada relação sinal-ruído e (2) o nível de confiança necessária para discriminar entre diferentes limiares de níveis de sinal.

Conseqüentemente, relação sinal-ruído (SNR) ou parâmetros equivalentes como a diferença da temperatura de brilho da cena equivalente para o ruído do sistema ou o ruído equivalente a variação de temperatura (NEDT) são discriminadores de performance para o projeto de candidatos a carga útil de observação. Situação semelhante ocorrerá com o RaioSat.

4.4. Definição do Conceito Operacional da Carga Útil

O conceito de operação para uso de uma carga útil de observação deve ser considerado no início do seu projeto. A missão deve ser entendida de ponta a

ponta passando pela Física, Engenharia associada e a Fenomenologia da coleta e interpretação de dados. A abordagem de operação da carga útil é dirigida pelos requisitos de dados dos usuários, precisa ser realista e economicamente viável de atingir os objetivos da missão.

Operações específicas de coleta de dados envolvendo alocação e agendamento de sensores, processamento dos dados de missão e a distribuição dos dados, podem aumentar dramaticamente a complexidade dos desafios da engenharia de sistemas e diminuir a acurácia final do sistema. Para se evitar isto, as operações devem ser selecionadas cuidadosamente e dentro do contexto de MOE's quantitativas. A resolução do sistema, vista da perspectiva do usuário final pode diminuir não somente por efeitos físicos como correção atmosférica, calibração e desempenho da retificação da degradação do sistema, mas efeitos técnicos como quantização e erros de compressão de dados.

Para assegurar o sucesso da missão, um conceito de operação e para cada fase da missão e para cada modo de operação do satélite – incluindo os modos de contingencia e de falha - devem ser criados com as limitações do ambiente de operação.

4.5. Determinação da Amostragem Espacial

A amostragem espacial dos pixels de um instrumento óptico é determinada pela geometria dos elementos detectores e pelo esquema de varredura empregado nos diversos tipos de sensores disponíveis (WERTZ et al, 2011). Um fator a se considerar é o espaçamento dos elementos detectores no plano focal o qual pode ser limitado pelas características de concepção do sistema óptico tais como comprimento de onda de operação, diâmetro de abertura e distancia focal. Se o método de amostragem espacial não for selecionado com cuidado, imagens podem ter erros radiométricos introduzidos em seus dados.

A Função de Transferência de Modulação (MTF - *Modulation Transfer Function*) é a razão entre a variação de contraste medido na imagem e a real variação de contraste medido no solo como uma função de frequência espacial. A MTF descreve a habilidade de um sistema de imagem de transferir contraste de uma cena para uma imagem no plano focal como função da frequência espacial. Ela é uma medida de qualidade do sistema óptico e o MTF em nível de sistema é também afetado por amostragem espacial no plano focal, pela matriz de detectores e pelo processamento de sinais dos dados coletados com matrizes de detectores de imagem 2D, detalhes são fornecidos em (WERTZ et al, 2011).

4.6. Determinação do Processamento de Sinal a Bordo

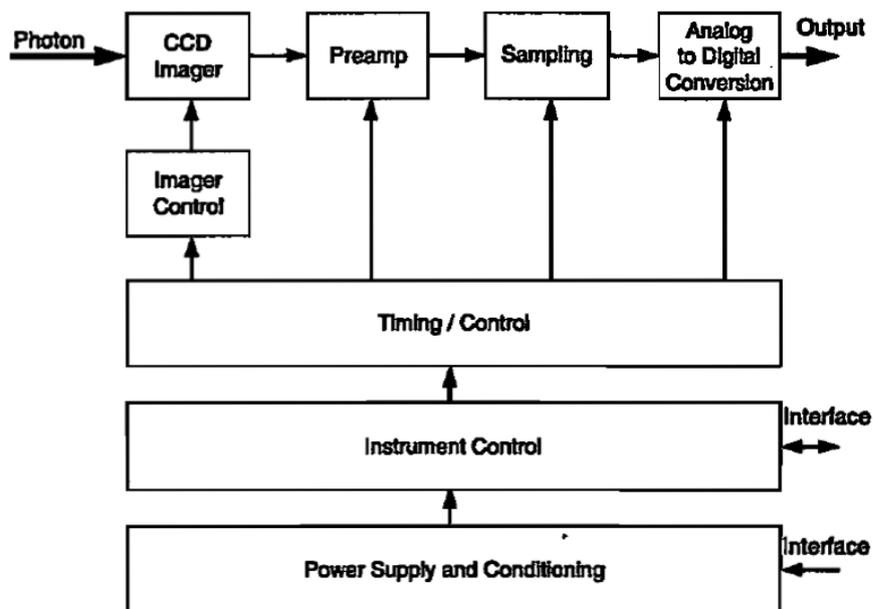
O processamento do sinal de bordo e suas recomendações são apresentadas neste item com o objetivo de se atingir uma performance adequada. O processamento de sinal analógico para uma matriz de detectores de comprimento de onda visível baseado em CCDs ou uma matriz de diodos SI PIN, é similar ao utilizado na matriz de detectores infravermelho com um multiplexador integrado (WERTZ et al, 2011). Em todos os casos, sinais analógicos fracos precisam ser amplificados e acondicionados, mantendo a dinâmica de alto alcance e alta velocidade de processamento.

O processamento eletrônico de sinal em alta velocidade e alta precisão pode se tornar um *driver* de custo e de instrumentos de alta resolução e amplo campo de visão. Preocupações com ruído elétrico e outras interferências eletromagnéticas ditam que este processamento deve ser realizado o mais próximo possível do plano focal, frequentemente até no próprio chip. Ao mesmo tempo, um isolamento térmico cuidadoso entre a matriz de detectores e componentes eletrônicos de dissipação de calor deve manter temperatura de operação mínima estável para a matriz de detectores.

Os blocos funcionais típicos encontrados na eletrônica de um instrumento óptico são mostrados na Figura 4.1. O fluxo de sinal através dos eletrônicos

começa com um detector no plano focal do instrumento. Este detector converte fótons para sinais elétricos analógicos, os quais são então amplificados, condicionados e convertidos para um fluxo de sinais digitais.

Figura 4.1 – Diagrama em blocos de um instrumento óptico



Fonte: Wertz et al. (2011).

Qualquer processamento de sinal adicional é realizado no bloco de processamento de sinais digitais. O bloco de processamento de sinais analógico e digitais opera sincronamente com o leitor da matriz de detectores. Em muitos sistemas de observação, um subsistema central de sincronismo fornece sinais apropriados de sincronismo para todos os blocos eletrônicos relevantes para garantir operação síncrona. Dado que os sinais elétricos processados nos instrumentos eletrônicos são fracos, atenção especial para condicionamento de potência e aterramento é necessária. Uma filtragem cuidadosa e aterramento elétrico adequado devem ser implementadas para desacoplar sinais digitais e analógicos.

O processador de controle do instrumento gerencia o processamento do sinal e as funções de temporização realizadas pelo instrumento e suas interfaces com o processador principal do satélite. Dependendo do projeto, o processador do

satélite pode transmitir comandos *time-tagged* que são executados pelo processador do Instrumento.

4.7. Determinação da Sensibilidade Radiométrica

Os fatores que influenciam a performance radiométrica da carga útil e algumas recomendações para se garantir um desempenho adequado são mencionados em Wertz et al. (2011).

Com o objetivo de descrever o desempenho da sensibilidade radiométrica de uma carga útil de observação, deve-se seguir um fóton da cena através de todo o sistema de ponta a ponta. Para um sistema refletivo solar operando no visível ou infravermelho próximo, isto significa que se inicia com uma fonte de luz refletida, o Sol.

A densidade de potência medida em uma banda espectral de interesse é dada pela integração dos diferentes componentes da radiância espectral de entrada na cena ao longo do ângulo sólido e em toda a largura de banda espectral do sensor.

A performance radiométrica de um instrumento é determinada pela relação Sinal/Ruído e seu alcance dinâmico. A relação Sinal/Ruído descreve a qualidade da imagem para um dado conjunto de condições de medição, incluindo diâmetro de abertura do sensor e campo de visão instantâneo e a intensidade da cena.

O ruído do sinal é adicionado ao ruído de leitura uma vez que eles são valores independentes estatisticamente, resultando em um número total de elétrons de ruído no denominador da razão Sinal/Ruído. Para sistemas emissivos em infravermelho especialmente, o suporte das estruturas dentro do instrumento que irradiam fótons térmicos espúrios, cria um ruído adicional no detector que também devem ser considerados ao número total de elétrons de ruído.

A gama dinâmica máxima requerida do instrumento é a relação entre a soma do sinal de fundo do instrumento, ruído escuro, e elétrons de ruído de leitura o sensor vê entre o brilho máximo possível e cenas completamente escuras. Na parte do espectro de reflexão solar, a cena mais brilhante é tipicamente reflexão das nuvens espessas ou neve, e a cena mais escura é o espaço profundo.

Com o objetivo de estimar o desempenho radiométrico de instrumentos operando na região espectral do infravermelho de médio e longo comprimento de onda, a emissão espectral da superfície e da atmosfera da Terra deve ser modelada.

Para caracterizar a performance radiométrica de um instrumento que mede emissão térmica, a MOE's mais comumente usada para sensibilidade radiométrica é o NEDT (*Noise Equivalent Differential Temperature*) para o instrumento em uma dada temperatura da cena (WERTZ et al, 2011). O NEDT é dado pela diferença de temperatura em uma especificação da temperatura da cena que é normalmente relevante para a missão, a qual gera um sinal equivalente ao total de elétrons de ruído nesta temperatura da cena. O NEDT caracteriza a habilidade do instrumento de discriminar variações de temperatura para uma temperatura de cena especificada.

4.8. Tamanho Massa e Potencia da carga Útil

Há três métodos para estimativa de dimensões, massa, taxa de dados e potência das possíveis cargas úteis nos estágios iniciais do seu desenvolvimento e são apresentados em (WERTZ et al, 2011). É necessária uma estimativa destes parâmetros chave e outras características em nível de sistema de uma carga útil de observação antes de completar um projeto detalhado. Isto é útil, pois se permite comparar opções de sistemas sem necessariamente projetar cada um em detalhe. Para fazê-lo nós podemos utilizar três métodos básicos:

- Analogia com cargas úteis existentes;

- Dimensionamento paramétrico (*scaling*) a partir de cargas úteis existentes;
- Orçar (*Budgeting*) a partir dos componentes.

A abordagem mais direta é usar uma analogia com sistemas existentes ou outras cargas úteis que se possa ter conhecimento com características similares à missão que temos em mente. Em Kramer (2001) é apresentada uma lista extensa sensores existentes por exemplo. Nela podemos procurar cargas úteis cuja performance corresponde àquela que se tenta obter e se faz uma estimativa de primeira ordem que a carga útil desejada terá características comparáveis. Embora esta abordagem seja grosseira, ela fornece uma primeira estimativa e alguns limites para decidir se a abordagem que se tem em mente é razoável.

Uma segunda abordagem é o dimensionamento paramétrico (*scaling*) da carga útil a partir de sistemas existentes. Isto pode prover estimativas moderadamente precisas se a dimensão da carga útil proposto não difere muito das cargas úteis atuais. Além disso, parametrizar oferece uma boa aproximação, pois muitas cargas úteis existentes foram cuidadosamente projetadas e otimizadas. Se a nova carga útil é muito grande ou muito pequena em relação aos anteriores, deve haver alguma razão para esta mudança de característica. Se estimativas mais detalhadas não condizem com sistemas existentes, deve-se entender a razão.

O processo mais acurado para um dimensionamento inicial da carga útil é o *budgeting* pelos seus componentes. Aqui se desenvolve uma lista dos componentes da carga útil como detectores ópticos, banco de lentes ópticas e a eletrônica. Então se estima o peso, potência e o número de cada um. Esta abordagem pode ser muito difícil de aplicar nos estágios iniciais da missão porque simplesmente não há informações iniciais suficientes.

4.9. Determinação de MOE's da Carga Útil

Neste tópico é apresentado uma proposta de MOE's para avaliar a performance de cargas úteis destinadas ao imageamento a partir de MOE's usadas em (WERTZ et al, 2011) para imagens de alta resolução que possuem índices de performance multi-parâmetros que podem ser definidos para se comparar instrumentos ópticos com características de performance similares.

Para imageadores de alta resolução, três MOE's básicas descrevem a qualidade ou o conteúdo da informação esperada na imagem. As três MOE's definidas são relação sinal ruído na frequência espacial zero, MTF de um instrumento na frequência Nyquist do detector e a distância de amostragem no solo GDS, detalhes em (WERTZ et al, 2011).

Neste trabalho é proposta a definição do índice relativo de qualidade (RQI) para permitir comparações quantitativas relativamente simples com um instrumento de referência indicado pela expressão:

$$RQI = \frac{SNR}{SNR_{ref}} * \frac{MTF}{MTF_{ref}} * \frac{GDS_{ref}}{GDS} \quad (4.1)$$

O RQI permite ao projetista trocar requisitos com respeito uns aos outros. Por exemplo, uma alta relação Sinal/Ruído (SNR) pode ser compensada por um baixo MTF na frequência Nyquist do detector para um dado GDS. Cada comparação possibilita percepções de primeira ordem entre complexidade, performance, e custo de um imageador e candidato. Este tipo de índice oferece um método para comparação de muitos sensores competidores através de três (ou potencialmente mais) MOE's chave de desempenho.

4.10. Documentação e Iterar

A metodologia SMAD de engenharia de sistemas apresentada em Wertz et al. (2011) se aplica ao desenvolvimento de uma missão espacial completa é

adaptada no desenvolvimento de cada componente da missão, como a plataforma do satélite e a carga útil, por exemplo. Nesta etapa final, obtém-se um *baseline* de projeto documenta-o e, se necessário, é realizado nova iteração para refinar a solução corrente.

A seguir, na Tabela 4.3 é resumidamente exposto os passos para se definir o *baseline* do conceito de missão, revisar e negociar requisitos e avaliar de conceitos de missão alternativos.

Tabela 4.3 – Processo de seleção de linha de base e avaliação de alternativas

Passo
1. Liste os objetivos da missão e restrições
2. Identifique as comunidades sendo servidas e os usuários finais e seus objetivos gerais e abordagens.
3. Determine qual é o mais importante critério para a missão – performance, custo, risco ou cronograma.
4. Para cada elemento da arquitetura de missão mais o conceito de missão, selecione uma abordagem consistente com o passo 3. Este é um <i>Point Design</i> e o <i>Baseline</i> inicial
5. Liste as principais abordagens alternativas
6. Procure os requisitos críticos que dirijam performance, custo, risco ou cronograma (podem ser diferentes para cada abordagem alternativa)
7. Para o <i>baseline</i> e para cada uma das principais alternativas, execute o processo de negociação de requisitos
8. Selecione o <i>Baseline</i> revisado e as principais alternativas para futura análise.
9. Documente e ltere (repita). Este é um processo altamente iterativo e documentar as razões para as escolhas é importante.

Fonte: Adaptado de Wertz et al. (2011).

Esta estratégia é aplicada ao longo do livro nos diversos estágios do desenvolvimento da missão. Como o processo descrito deverá ser reavaliado várias vezes, possivelmente, é importante documentar as razões das decisões tomadas.

No capítulo 5, a metodologia aqui apresentada é instanciada para o estudo de caso do nanossatélite RaioSat e diversas considerações feitas para análise da viabilidade de uma missão óptica.

5. ANÁLISE DE VIABILIDADE DE UMA CARGA ÓPTICA

A partir das diretrizes definidas no Cap. 4 e baseadas em Wertz et al. (2011), elabora-se o estudo de viabilidade proposto neste trabalho. A metodologia proposta sintetizada na Tabela 4.1 é aqui aplicada na análise de viabilidade e sugestão de carga útil óptica do RaioSat.

5.1. Definição dos Requisitos de Missão e Objetivos

O desenvolvimento de uma carga útil óptica foi proposto em (CARRETERO, 2014; NACCARATO et al, 2016) com um filtro na banda do oxigênio 777,4 nm e na banda do nitrogênio 883,3 nm, bem como uma antena de RF. A análise da literatura sugere um cubesat próximo às funcionalidades do satélite FORTE com a diferença de que este último além do imageador LLS para detecção de raios em oxigênio 777,4 nm, usava também um fotodiodo para obter a forma de onda dos raios.

Os objetivos globais de investigação deste prospectivo sensor óptico de raios (SOR) são: (1) complementar os dados da rede brasileira de monitoramento de raios, (2) detectar e analisar a distribuição / variabilidade de raios totais no Brasil e (3) aumentar a compreensão da fenomenologia das descargas atmosféricas e sua relação com fenômenos meteorológicos e outros fenômenos elétricos na atmosfera. O SOR será particularmente valioso ao fornecer observações sobre os oceanos, à região amazônica e fora do Brasil onde não haja dados precisos.

Da análise da bibliografia empreendida no capítulo 2 inferimos que um sensor para detectar e mapear raios como o SOR deverá idealmente atender aos seguintes requisitos de medição: (1) detectar e localizar raios com resolução de escala de tempestade menor que 10 Km sobre uma grande região na superfície da Terra ao longo da faixa orbital do satélite, (2) marcar o tempo de ocorrência do raio com resolução de 2 ms, (3) medir a energia radiante, (4) ter uma eficiência de detecção quase uniforme de 90%, similar aos satélites de

maior porte descritos na bibliografia, dentro do campo de visão do sensor e (5) detectar descargas intra-nuvem e nuvem-solo durante o dia e a noite.

O SOR deverá ver uma área total superior a 1280 Km x 1280 Km no topo da nuvem usando uma matriz de 128 x 128 macro pixels formado por um conjunto de 64 pixels cada mapeados para funcionar como um único pixel. Se colocado na mesma órbita do TRMM, por exemplo, todo o globo seria coberto pelo instrumento SOR do RaioSat em alguns dias 6 dias.

A velocidade em relação ao solo de 6,67 Km/s permite que o SOR monitore tempestades individuais e sistemas de tempestade por minutos, período este suficiente para obter uma boa medida da taxa de raios nestas tempestades enquanto a tempestade está no campo de visão do SOR. Será possível estimar a frequência de raios mesmo para tempestades com taxas de flash tão baixas a 1 ou 2 descargas por minuto. Devido à alta resolução temporal do SOR, efeitos devidos ao movimento do satélite podem ser negligenciados para eventos marcados como aproximadamente 2 ms uma vez que a plataforma de satélite percorrerá uma distância de apenas 15 m entre sucessivas leituras do sensor. Esta distância é de três ordens de grandeza abaixo da resolução espacial de 10 Km do SOR.

As observações de raio pelo SOR podem ser facilmente associadas com as tempestades que as produziram. A detecção de uma única descarga é significativa e fornece informações importantes como: localização da tempestade, estimativas de precipitação, altura da tempestade, presença de gelo, emissão de corrente elétrica, etc.

Uma questão a ser discutida e decidida *a posteriori* é a utilidade da detecção de raios nas faixas do oxigênio e nitrogênio posto que apenas no estudo descrito em (CHRISTIAN, 1987) onde foi estabelecida a linha de base das missões posteriores se fez a detecção nas duas bandas, todas as missões posteriores, Microlab, TRMM e FORTE detectavam apenas na banda de 777,4

nm. Pode-se inclusive estudar a alternativa de se substituir a detecção na segunda banda pela inclusão de um fotodiodo a exemplo do PPD do FORTE.

5.2. Geometria da Missão e Parâmetros Orbitais

Os autores em (CARRETERO; NACCARATO, 2014) sugeriram o lançamento em LEO na órbita da ISS e uma alternativa uma órbita de altitude de 650 km e inclinação de 25° possivelmente. O parâmetro de órbita crucial para o dimensionamento do imageador é a altitude e estudos estão sendo feitos levando-se em consideração as altitudes de 400 Km e 650 Km respectivamente. Para a futura missão sugere-se um estudo mais elaborado da(s) órbita(s) mais adequada(s) tendo em vista os requisitos de cobertura, revisita dentre outros.

5.3. Definição dos Requisitos da Carga Útil

Para se projetar uma carga útil óptica para detectar raios do espaço e permitir sua geolocalização e temporização de modo a permitir a construção de mapas de distribuição de raios nuvem-solo e intra-nuvem, temos que ter presente as características do sinal de raio.

Diversos estudos e as medições elaboradas pela NASA utilizando um avião U-2 (CHRISTIAN et al, 1987) estabeleceram os parâmetros para permitir o sensoriamento de raios por satélites. Resumidamente temos estabelecido que a ocorrência de raios é acompanhada pela liberação súbita de energia elétrica que é convertida em aquecimento rápido na vizinhança do canal de raios, com a geração de uma onda de choque que rapidamente se decompõe em uma onda acústica, ou seja, trovão e radiação eletromagnética variando de ondas de rádio de frequência extremamente baixa (ELF) a raios-x. Uma das regiões de radiação mais fortes está nos comprimentos de onda ópticos com potência de pico tipicamente entre 100 a 1000 MW.

Estas emissões ópticas resultam da dissociação, excitação e subsequente recombinação de constituintes atmosféricos à medida que respondem ao aquecimento repentino no canal de descargas atmosféricas. O aquecimento é tão intenso com temperaturas de elétrons maior que 20.000 K que as emissões ópticas ocorrem principalmente em linhas atômicas discretas. As medições de um avião da NASA U-2 (CHRISTIAN et al, 1987) mostraram que as características de emissão mais fortes nos espectros ópticos de topo de nuvem são produzidas pelas linhas de oxigênio neutro e do nitrogênio neutro no infravermelho próximo a 777,4 nm e a 868,3 nm respectivamente.

Temporalmente, o sinal óptico de raio é constituído por uma série pulsos de curta duração e tempos de subida rápida, associados aos processos de descarga energética que ocorrem dentro da nuvem e no canal de raio. As larguras de pulso óptico e os tempos de subida são altamente variáveis e são semelhantes para descargas de raios intra-nuvem e de nuvem-terra; no entanto, os intervalos inter-pulsos para raios intra-nuvem tendem a ser mais curtos e geralmente são produzidos significativamente mais pulsos durante cada raio intra-nuvem.

A nuvem é um meio ópticamente espesso e, portanto, afeta fortemente as características temporais e espaciais dos sinais ópticos produzidos pelo raio que seria observado por um sensor de satélite. Embora a nuvem seja ópticamente espessa, há muito pouca absorção em comprimentos de onda no visível. Assim, o principal efeito da nuvem sobre o sinal óptico é o de desfocar a geometria da fonte e retardar e aumentar o tempo dos pulsos devido à dispersão múltipla.

A região do topo da nuvem que é iluminada por um raio depende de onde o raio ocorreu dentro da nuvem, da geometria e da extensão física do raio e das características da nuvem através da qual o canal do raio se propagou e da radiação espalhada.

Finalmente, deve notar-se que ambos os raios intra-nuvem e nuvem-solo são facilmente observados a partir de cima. Observações extensivas com as aeronaves da NASA U-2 voando sobre os topos das tempestades em coordenação com medições terrestres feitas sob as mesmas tempestades estabeleceram claramente a viabilidade da detecção óptica de todos os raios (CHRISTIAN et al, 1992).

O teorema Shannon–Hartley enuncia a capacidade de um canal C , ou seja, limitante superior teórico da taxa de informação dos dados que podem ser transmitidos a uma taxa de erro arbitrariamente baixa, usando a relação sinal ruído (SNR) entre a potência média de sinal recebido e o ruído médio através de um canal de comunicação analógico sujeito a ruído branco aditivo Gaussiano. Definidos: C a capacidade do canal em bits/s, B a largura de banda do canal em hertz, tem-se que:

$$C = B \log_2(1 + SNR) \quad (5.1)$$

Considerando que o sistema verifica se o dado de um quadro de 2 ms de duração está acima da média de 5 quadros anteriores, em valor superior a um nível de corte, tem-se que a taxa de bits é 500 bits/s. O sinal será lido na banda do nitrogênio de 863,3 nm ou do oxigênio de 777,4 nm, com largura de banda de 1 nm. Supondo um filtro centrado, tem-se que o sinal fica entre 862,8 a 863,8 nm para o oxigênio e 776,9 a 777,9 nm para o nitrogênio. Dividindo a velocidade da luz pelos extremos da banda e fazendo a diferença, achamos o valor de B calculamos a taxa de bits dividida pela largura de banda e chegamos assim à relação sinal ruído necessária. Portanto, conclui-se que o hardware não interfere na detecção e sim a definição de nível de corte.

A nuvem reflete a luz solar em vários locais, muda de forma com turbulência e muda o ângulo de visada nuvem-satélite. Há composição de sinais com interferência construtiva ou destrutiva de vários locais da nuvem. Aproximando-se por uma distribuição gaussiana o sinal da nuvem, pode-se supor que isto

tem uma probabilidade de se passar o nível de corte mesmo sem raios, dada pela cauda da Gaussiana. De modo igual, com um raio, seu sinal pode ser somado a um caso de flutuação para baixo do sinal. A detecção de 90% dos raios citada em 5.1, deve-se a escolha adequada do nível de corte e não ao hardware e pode ser reproduzida para iguais condições. Atenuações da luz valem tanto para a luz solar quanto para a luz provenientes de raios.

Como não se dispõe do hardware dos satélites de maior porte, a detecção irá ser feita por software, e assim pode-se ter, além da média, a variância do sinal dos pixels de referência. Uma decisão é quanto a calcular ou não esta variância para transmissão ao solo, de modo a indicar a confiabilidade da informação quanto a ocorrência de raio. Esta ação irá exigir um maior esforço computacional.

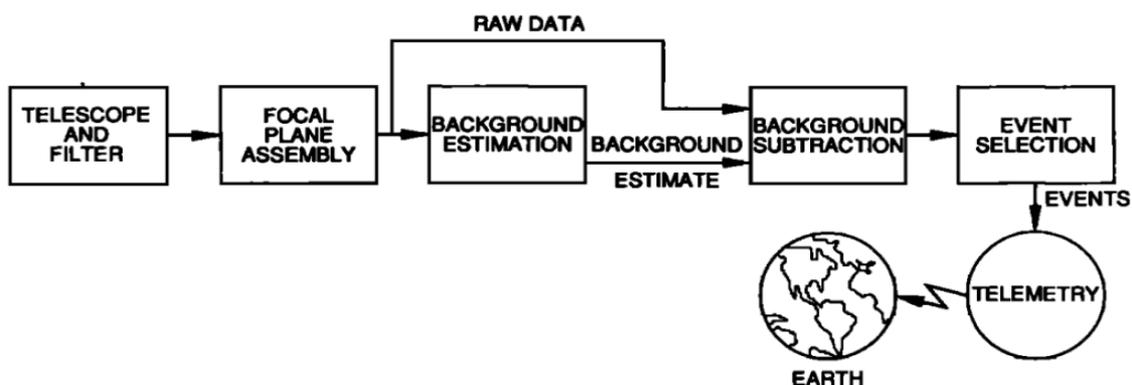
Para fins de ilustração, expõe-se a mitigação deste problema utilizando dados disponíveis em Striker et al. (2002) para um satélite geoestacionário para detecção de raios de 1,21 milhões de quadros de 10 km quadrados. Neste caso, se prevê em áreas tropicais e temperadas, uma média de 500 eventos por segundo, mas por abranger uma grande área, espera-se que apenas parte da área tenha chuva e raios. Com isto, a seguir se elabora uma estimativa para um satélite em LEO monitorando uma zona tropical.

Supondo-se 320 quadros disponíveis, agora só em área tropical, e eventualmente com toda a área de visada com chuva, tem-se que aplicar um fator de segurança à taxa de raios por área do satélite geoestacionário. Este satélite tem $4,1 \times 10^{-7}$ raios por quadro e por segundo em média, o que daria um valor médio para as observações ao longo do tempo de 0,132 quadros por segundo para a visada de 320 pixels. Adotando valores 100 vezes maiores ter-se-ia apenas na média 13 eventos por segundo na visada de um satélite de 320 pixels. Isto quer dizer que apenas em 26 ms a cada segundo, tem-se que processar informações para ver se há ou não raios em algum pixel. Isto indica que um detector de VHF que indique a existência de raio. A diferença entre o

tempo de propagação de uma onda eletromagnética originária junto ao limite de visada de um satélite a 400 km e de uma onda originária junto ao solo na sua vertical local é de apenas 6,1 μ s. Assim, armazenando os quadros e se habilitando-se processamento ou não dos quadros somente quando há sinal de radiofrequência que identifique o raio, tem-se uma grande economia de taxa de processamento e de energia. Como a taxa de eventos varia, tem-se como alvo, para evitar saturação o processamento de 40 eventos por segundo, ou seja, de 320x40 quadros, dos quais se fará média, ou média e variância e comparação do sinal recebido menos a média com um valor de referência.

Conforme já apresentado na Figura 2.3, o diagrama de blocos proposto para o LMS é basicamente o mesmo seguido pelos imageadores subsequentes, OTD, LIS e LLS projetados para esta missão. Este processamento, reiterado na Figura 5.1, é sugerido também ao RaioSat.

Figura 5.1 – Diagrama de blocos de sensores primários sugeridos



Fonte: Christian et al. (1989)

Como destacado na bibliografia que descreve o projeto dos sensores OTD, LIS e LLS, um sensor para monitorar raios a partir do espaço tem uma série de características particulares de projeto que são resultantes da necessidade de detectar sinais de raios fracos durante o dia via processamento de sinais.

Da revisão bibliográfica empreendida depreendemos que um SOR para detectar raios a partir do espaço e permitir sua geolocalização e temporização,

de modo a proporcionar a construção de mapas de distribuição de raios nuvem-solo e intra-nuvem, será composto por um sensor óptico capaz de captar a luz emitida pelos raios e constituída por:

- Uma matriz CCD ou CMOS com tempo de integração máximo de 2 ms, desejável 1 ms
- Lentes que conduzirão a luz para a matriz sensora objetivando uma resolução espacial da ordem de 10 Km por pixel.
- Um filtro de banda estreita ajustado para o comprimento de onda do oxigênio atômico 777.4 nm e/ou do Nitrogênio atômico 863.3 nm com largura de banda de 1nm.

Além disso, faz-se necessário uma eletrônica e um sistema de software para processamento de sinal a bordo de modo a permitir o monitoramento durante o período diurno, eliminação de falsos positivos diminuir a taxa de transmissão de dados que nos exemplos estudados eram constituídos por:

- Um estimador de sinal de fundo,
- Um removedor de fundo,
- Um indicador de detector de limiar de evento de raio,
- Um seletor de eventos e
- Um identificador de sinal.

5.4. Conceito Operacional da carga Útil Óptica

O conceito operacional para um sensor óptico de raios como o do RaioSat deve considerar todos os aspectos da missão operacional, incluindo as diferentes fases da missão e modos de operação alternativos. Para a missão operacional normal do RaioSat, um exemplo inclui os seguintes passos:

1. Tempestade com raios iniciam em algum lugar da terra.
2. O campo de visão do sensor passa sobre a tempestade de raios e coleta dados, como parte da missão global de detecção de raios.

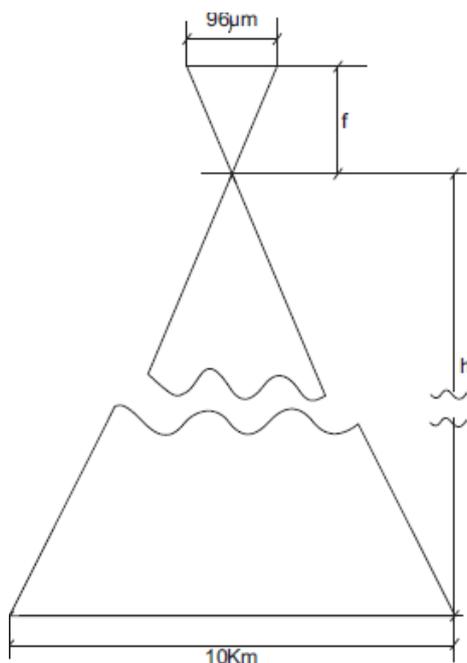
3. As informações coletadas do raio são transmitidas através do fluxo de dados do sensor e são transferidos para o sistema de tratamento de imagem.
4. Os dados são pré-processados a bordo para caracterizar a ocorrência de raio e também analisados no centro de controle da missão.
5. O algoritmo de detecção de raios determina a probabilidade de sua ocorrência de na localidade analisada. Este pode ser um processo multi-passos com um algoritmo rápido, porém grosseiro que pode disparar um algoritmo mais acurado ou um novo conjunto de medições, por exemplo.
6. Se os raios são detectados e validados, o sistema gera um conjunto de dados para os pesquisadores que indicam sua presença em local e horário específico.
7. As organizações usuárias reportam estatísticas de raios e notificam as autoridades responsáveis e/ou pesquisadores apropriados. Os pesquisadores utilizam os dados em suas pesquisas e também fornecem seus resultados a outros usuários finais.
8. O sistema continua a monitorar novas ocorrências de raios em conjunto com a rede BrasilDat e a região na sua vizinhança.

5.5. Determinação da Amostragem Espacial

Um raio visto da órbita tem o tamanho médio de 10 Km, a técnica utilizada nos imageadores que se procura emular é concentrar a imagem de um raio idealmente em um único pixel ou conjunto de pixels mapeados para funcionar como um pixel único, desta forma a decisão de ocorrência de um raio fica simplificada. Assim a quantidade de elétrons produzida durante o tempo de integração da imagem 2ms dá uma medida da intensidade do raio, daí a importância deste tempo. Por esta razão, para um dos sensores candidatos que se prospecta, temos um conjunto de 8x8 pixels mapeados como um único pixel e os cálculos da distância focal e do campo de visão instantâneo estão demonstrados abaixo:

O modelo da Figura 5.2 ilustra o deslocamento da luz do objeto através da lente para o fotodetector com os parâmetros: (a) 10 Km resolução espacial (tamanho médio do raio), (b) 96 μ tamanho da imagem em um único macro pixel, (c) h : Distância do objeto à lente e (d) f : Distância da lente à imagem.

Figura 5.2 – Percurso da luz de objeto até sua imagem



Fonte: Adaptado de Wertz et al. (2011)

No projeto RaioSat, o tamanho médio do raio é de 10Km e a distância (h) é de 650 Km como estimativa. Para se calcular a distância da lente ao chip (f) a equação (5.1) de ampliação é muito útil.

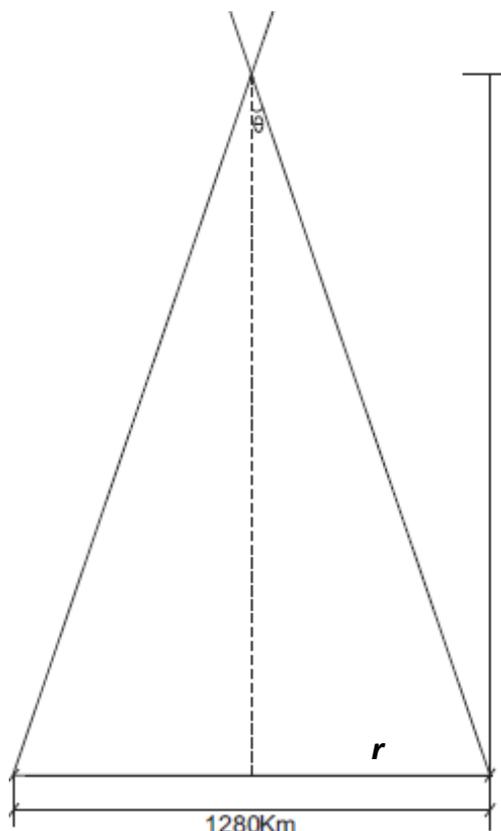
$$\frac{f}{h} = \frac{96\mu}{10km} \quad (5.2)$$

No cálculo de f para $h = 650$ Km, temos: $f = 6,24$ mm

O ângulo de abertura é derivado da Figura 5.3 e é dado por:

$$tg \theta = \frac{r}{l} \quad (5.3)$$

Figura 5.3 – Percurso da luz de objeto até sua imagem



Fonte: Adaptado de Wertz et al. (2011)

Para calcularmos ângulo de abertura com $r = 640$ Km e $l = 650$ Km temos:

$$\operatorname{tg}\theta = 0,9846 \quad (5.4)$$

Donde temos que $\theta \sim 44,55^\circ$. Assim temos um ângulo de abertura igual a $2 \cdot \theta$, de aproximadamente $89,1^\circ$.

5.6. Processamento a Bordo de Sinais

O processador do SOR deverá ser capaz de extrair sinais fracos de raios de um plano de fundo intenso, mas que evolui lentamente. Medições realizadas nos estudos citados no Capítulo 3 mostram que o fundo diurno varia com o ângulo do sol, nuvens, albedo do solo, etc., e pode atingir um excesso de 500.000 elétrons, em comparação com elétrons de sinal que pode ser tão pequeno quanto 5000 elétrons, no pixel do detector. Um raio ocorre durante um

único quadro produzindo um sinal que é sobreposto sobre um fundo essencialmente constante.

A técnica utilizada nos sensores estudados consistia em utilizar um processador em tempo real para medir continuamente a saída do plano focal sobre certo número de quadros, cinco, por exemplo, em uma base de pixel por pixel. Com isto é possível gerar uma estimativa de fundo e então subtrair esta estimativa média do fundo do sinal da imagem que está sendo processada. Isto se faz necessário devido ao fato do reflexo da luz solar no topo das nuvens durante o dia ser muito mais intenso do que o sinal de raio. Sem este tratamento de sinal, nada seria detectado nessas circunstâncias e a transmissão de todos os dados para processamento em solo, elevaria a taxa de dados de poucos kbps para centenas de Mbps o que seria inviável para a plataforma pretendida.

O sinal subtraído consiste do ruído de fundo flutuando em torno de zero com picos ocasionais devido a raios. Quando um pico excede o nível do limiar variável, este é considerado um evento de raio e é então processado pelo resto do circuito. O limiar deve ser definido suficientemente alto para que os falsos eventos sejam mantidos a um pequeno percentual da taxa total de descargas atmosféricas. Claramente, o limiar deve ser maior durante o dia quando o ruído de fundo é dominado pela reflexão solar.

Os componentes do processador de eventos em tempo real incluem um estimador de sinal de fundo, um removedor de fundo, um estimador de raio, um seletor de eventos e um identificador de sinal. O bom funcionamento do estimador de fundo requer que os dados de fundo sejam sincronizados com os dados que estão sendo retirados do plano focal e que o número de elementos de armazenamento discretos na memória de fundo seja exatamente o mesmo que o número de pixels na matriz de plano focal. Quando os dados estão corretamente sincronizados, o sinal que aparece na saída da linha de atraso durante um determinado ciclo de relógio corresponde exatamente ao sinal que

está sendo retirado do plano focal. Isto é, ele contém um histórico do que esse pixel específico mediu nos últimos quadros. Estes dois sinais são então subtraídos usando um amplificador de diferença para gerar um sinal de diferença. Uma vez que o sinal original contém fundo mais raio ou apenas fundo, o sinal subtraído será perto de zero, um sinal de raio, ou um falso alarme.

O sinal de diferença é então comparado com o nível de limiar, que pode ser adaptativo. Se o sinal exceder o nível de limiar, um comparador dispara, o que permite um interruptor passe o sinal de raio para processamento posterior. Além disso, a saída do comparador é codificada usando um multiplexador digital para gerar um endereço de linha que identifica o pixel específico que detectou o evento de raio. As saídas digitais do processador de dados representam a intensidade do evento de raio e o local onde o raio ocorreu. Estes sinais são então encaminhados para a eletrônica de codificação na qual os dados são formatados em um fluxo de bits digital e enviados para armazenamento e posteriormente para o subsistema de comunicações para serem transmitidos para Terra.

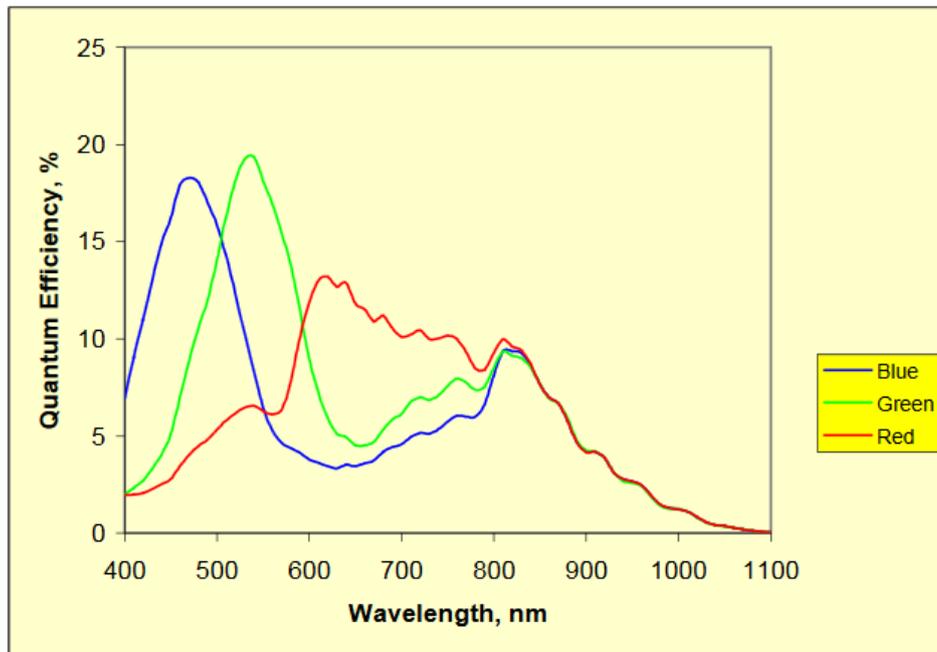
Entrevistas com especialistas indicaram que há viabilidade do desenvolvimento de um computador de bordo dedicado, para ser embarcado em um cubesat, operando em tempo real, devidamente adaptado para cumprir estas funções.

5.7. Desempenho da Sensibilidade Radiométrica

O desempenho radiométrico de um instrumento é determinado pela relação sinal-ruído e alcance dinâmico. A relação sinal/ruído (SNR) descreve a qualidade da imagem para um dado conjunto de condições de medição, incluindo diâmetro de abertura do sensor, campo de visão instantâneo e a intensidade da cena. A eficiência quântica do detector multiplicada pelo número de fótons é igual ao número de elétrons ou pares elétrons/buracos. Estes portadores de carga são recolhidos pela junção do detector e correspondem ao sinal de saída do detector. A Figura 5.4 mostra a eficiência quântica do sensor

PB-MV13 da Photobit (PB-MV13, 2017), um dos sensores candidatos em estudo, em função do comprimento de onda.

Figura 5.4 – Eficiência quântica do sensor PB MV 13, Photobit



Fonte: PB-MV13 (2017)

O número de elétrons de sinal de raios N_s e de fundo N_B que serão produzidos no sensor pode ser calculado a partir de equações radiométricas básicas (Slater, 1980) como se segue:

$$N_s = \frac{(\pi D^2/4)}{R^2} A_s Q K \left(\frac{\lambda}{hc} \right) E_s \quad (5.5)$$

$$N_B = \frac{(\pi D^2/4)}{R^2} A_P Q K \left(\frac{\lambda}{hc} \right) I_B \alpha \Delta \lambda \tau \quad (5.6)$$

A seguir, na Tabela 5.1 são apresentados os resultados dos cálculos do desempenho radiométrico e os valores da linha de base empregados no projeto do sensor óptico de raios SOR. No Apêndice A constam os mesmos dados anteriores para o caso do sensor LMS (CHRISTIAN et al, 1989).

Tabela 5.1 – Variáveis adotadas para desempenho radiométrico do SOR.

PERFORMANCE RADIOMETRICA DO SOR			
Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
ns	Número de Elétrons do Sinal	1,39E+05	
nf	Número de Elétrons do Fundo	1,77E+07	
Rfs	Razão de Elétrons de ruído de fundo / Elétrons de sinal	1,28E+02	
A _S	Área média iluminada por um raio	1,00E+08	m ²
A _P	Área imageada por um único pixel	1,00E+08	m ²
D	Abertura da lente	2 x 10 ⁻²	m ²
R	Altitude do sensor	4 x 10 ⁵	m
Q	Eficiência quântica do sensor	7,7 x 10 ⁻²	
K	Transmission do sistema óptico	0,5	m
λ	Comprimento de onda central do filtro	7,77 x 10 ⁻⁷	m
Δλ	Largura de banda do filtro	1,0 x 10 ⁻⁹	m
E _S	Energia radiante de raio no limiar de detecção 777,4nm	4,7 x 10 ⁻²	Jm ⁻² sr ⁻¹
I _B	Radiancia de fundo a 777,4 nm	375	Wm ⁻² sr ⁻¹
h	Constante de Planck	6,63 x 10 ⁻³⁴	J s
c	Velocidade da luz no vácuo	3x 10 ⁸	m s ⁻¹
τ	Tempo de integração de quadro	2 x 10 ⁻³	s
α	Albedo	0,8	

Fonte: Próprio autor

Usando os valores de linha de base na Tabela 5.1 para o projeto atual do SOR e a expressão (5.4), calculamos que o número total de elétrons de sinal que será produzido por um raio com uma intensidade no nível de limiar requerido para eficiência de detecção de 90% - missão U-2 da NASA - será **N_s** ~ 1,39 X 10⁵ elétrons.

A partir de (5.5), calculamos o pior caso de sinal de fundo será **N_B** ~ 1,77 X10⁷ elétrons. Assim, neste exemplo, o sinal de fundo é 128 vezes maior do que o sinal de raio, superior ao dos imageadores de raios estudados que estamos tentando emular. No caso do LMS, por exemplo, tínhamos **N_s** 4550 elétrons e **N_B** ~ 348.000, o que nos dá um sinal de fundo cerca de 77 vezes maior que o

sinal de raio também. Este fato nos leva a considerar que, ou diminuimos o número de elétrons de fundo, por exemplo, utilizando um filtro de banda de $6 \times 10^{-10} \text{m}$ como o do LMS ou teremos mais processamento para o sistema de tratamento de imagem, que obrigatoriamente teremos que criar, em qualquer caso.

5.8. Tamanho Massa e Potência da Carga Útil

A estimativa de tamanho, peso e potência de uma prospectiva carga útil, mesmo antes do projeto detalhado, é uma necessidade em qualquer missão. Isto é ainda mais importante em uma missão CubeSat onde esses fatores são críticos.

O texto em (Wertz et al. 2011), propõe três métodos para o pré-dimensionamento de uma carga útil:

- Analogia com cargas úteis existentes;
- Dimensionamento a partir de cargas úteis existentes.
- Orçar a partir dos componentes

5.8.1. Analogia com Cargas Úteis Existentes

A abordagem mais direta é usar uma analogia com sistemas existentes. Para fazer isto, precisa-se uma lista de cargas úteis existentes, as quais tenham características correspondentes à missão que temos em mente. A referência Kramer (1996) oferece uma lista muito completa de sensores existentes. Procuramos por carga útil cuja performance corresponde àquela que estamos tentando obter e fazemos uma estimativa de primeira ordem que a nossa carga útil terá características comparáveis aos previamente existentes. Embora esta abordagem seja grosseira, ela prove uma primeira estimativa e alguns parâmetros para decidir se a abordagem que temos em mente é razoável.

5.8.2. Dimensionamento por Cargas Existentes

Uma segunda abordagem é dimensionamento da carga útil a partir de sistemas existentes. Isto pode prover estimativas de razoável precisão se a dimensão da carga útil proposto não difere muito das cargas úteis atuais. Além disso, dimensionar oferece uma excelente checagem. Muitos das cargas úteis existentes foram cuidadosamente projetados e otimizados. Se o nosso novo carga útil é ou muito grande ou muito pequeno em relação aos anteriores, deve haver alguma razão para esta mudança de característica. Se estimativas mais detalhadas, baseadas em orçamentos detalhados não dimensionados a partir de sistemas existentes, mostram resultados muito diferentes, deve-se buscar entender por que.

Uma excelente abordagem para trabalho de projeto conceitual inicial é ajustar os parâmetros de sistemas, por exemplo os descritos em (WERTZ et., 2011), para corresponder ao instrumento que nós estamos projetando. Nós iremos dimensionar o instrumento baseado na abertura, o principal parâmetro de projeto que podemos determinar a partir dos requisitos preliminares na missão.

Para dimensionar, nós calculamos a razão de abertura, R , definida por:

$$R = \frac{A_i}{A_o} \quad (5.7)$$

Onde A_i é a abertura requerida do nosso novo instrumento, e A_o é a abertura do instrumento similar. Nós então estimamos a dimensão, o peso, e potência baseado em razões com o instrumento selecionado, usando o seguinte:

$$L_i \sim R * L_o \quad L = \text{Dimensão linear} \quad (5.8)$$

$$S_i \sim L_i^2 \quad S = \text{Área da superfície} \quad (5.9)$$

$$V_i \sim L_i^3 \quad V = \text{Volume} \quad (5.10)$$

$$W_i \sim K * R^3 * W_o \quad W = \text{Peso} \quad (5.11)$$

$$P_i \sim K * R^3 * P_o \quad P = \text{Potência} \quad (5.12)$$

O fator K deve ser 2 quando R for menor que 0,5 e 1 caso contrário. Isto reflete um fator adicional de 2 em peso e potência para aumento de margem quando se está reduzindo o sistema por um fator maior que 2. Quando o sistema cresce, o termo R^3 irá diretamente adicionar um nível de margem. Para instrumentos 5 vezes menores que aqueles que escolhemos como parâmetro este método se torna não confiável. Nós recomendamos assumir uma densidade de massa de 1g/cm^3 e densidade de potência de $0,005\text{ W/m}^3$ para pequenos instrumentos.

5.8.3. Estimativa a Partir de Componentes

O processo mais exato para um dimensionamento inicial de uma carga útil é a estimativa pelos componentes. Neste método elaboramos uma lista dos componentes da carga útil como detectores ópticos, banco óptico e eletrônica. São estimamos o peso, potência e a dimensão de cada um. Este é a melhor e mais precisa abordagem, mas pode ser muito difícil de aplicar nos estágios iniciais da missão porque nós simplesmente não temos informações iniciais suficientes. Finalmente, nós iremos dimensionar a carga útil com a estimativa dos componentes. Nós iremos desenvolver estimativas para cada instrumento da carga útil para peso, potência, e qualquer parâmetro crítico da carga útil.

Estas estimativas irão nos auxiliar a monitorar o andamento desenvolvimento da carga útil. Entretanto mesmo com uma detalhada estimativa de orçamento, é valioso usar estimativa de dimensionamento como checagem da dos componentes. Mais uma vez deseja-se entender se os componentes são comparáveis aos de cargas úteis existentes e se não, porque não.

Como as cargas úteis existentes especificamente nesta categoria, a saber, OTD, LIS e LLS, são para satélites de porte muito maior que os cubesats, os dois primeiros métodos não apresentam bons resultados para dimensionarmos o SOR a partir daquelas cargas úteis. Disto, resta levantar dados a partir dos componentes, o que em qualquer situação é o método mais confiável.

No presente estágio do projeto, o candidato com maior probabilidade de construir o SOR são os sensores de imagem CMOS PB-MV13 da Photobit e o Sensor MT9M413 que possuem uma arquitetura aberta para fornecer acesso às suas operações internas. Maiores informações sobre as três opções consideradas neste trabalho podem ser encontradas no Anexo A.

Um sistema de câmera completo pode ser construído usando estes chips em conjunto com os seguintes dispositivos externos:

- Um controlador FPGA / CPLD / ASIC, para gerir os sinais de sincronização necessários para a operação do sensor.
- Um banco óptico com os parâmetros levantados em 5.5.

Quando iniciamos o presente trabalho o candidato mais cotado para compor o SOR, por sugestão de (CARRETERO; NACCARATO, 2014) era a câmera NanoCam C1U da GomSpace que acabou sendo descartada por não cumprir os requisitos de resolução espacial e temporal requeridas para a carga útil, entretanto verificamos que é possível construir uma câmera similar à da GomSpace em tamanho, massa e potência, utilizando os sensores acima que cumpririam aqueles requisitos.

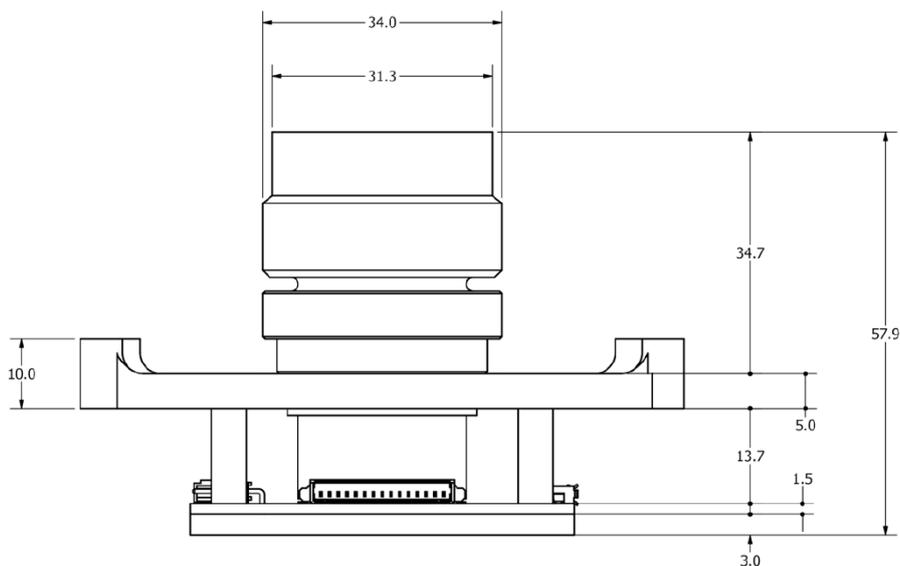
A Tabela 5.2 é elaborada com base nas Figuras 5.5 e 5.6 com dimensões da NanoCam C1U e aplicando a primeira das técnicas sugeridas por Wertz et al., (2011) que mostram a viabilidade do SOR.

Tabela 5.2 – Comparativo de envelope entre câmaras candidatas.

Instrumento	Dimensão LxWxD (mm)	Massa (g)	Potência do Chip @ 3,3V (mW)
NanoCam C1U	86.0x91.7x57.9	246	244
Câmera com sensor PB MV13	86.0x91.7x57.9	456 (estimado)	500
Câmera com Sensor MT9M413	86.0x91.7x57.9	456 (estimado)	500

Fonte: Produção do autor

Figura 5.5 – Dimensões da NanoCam C1U – parte 1/2.



Fonte: (GOMSPACE (2017))

Tabela 5.3 - RQI de Cargas Ópticas OTD, LLS e LIS (Referencia).

Carga/Métrica	SNR/SNR _{LIS}	MTF/MTF _{LIS}	GDS _{LIS} /GDS	RQI
OTD	1,999	1	0,38	0,76
FORTE	1	1	0,43	0,43
GS35	1,5	1	138,92	208,33
GS70	1,5	1	277,83	416,65

Fonte: Produção do autor

Os resultados encontrados mostram que a referida câmera supera em muito os requisitos de amostragem espacial do sensor de referência, o que se explica pelo fato de ter sido idealizada para a função de imageamento. Este fato se torna na realidade uma desvantagem, pois a amostragem espacial é utilizada como um dos filtros para detecção no sensor que almejamos, a saber, fazer com que a amostragem em solo coincida com o tamanho médio de um raio, 10 km, de modo que a energia de um raio seja integrada em um único pixel. Além disso, seu tempo de integração máximo se mostrou inadequado para o fim pretendido conforme indica a Tabela 5.4:

Tabela 5.4 - Resolução padrão do sensor MT9T031 da Micron.

Resolution	Frame Rate	Column_Size	Row_Size	Shutter Width
2048 x 1536 QXGA	12 fps	2047	1535	<1552
1600 x 1200 UXGA	20 fps	1599	1199	<1216
1280 x 1024 SXGA	27 fps	1279	1023	<1040
1024 x 768 XGA	43 fps	1023	767	<784
800 x 600 SVGA	65 fps	799	599	<616
640 x 480 VGA	93 fps	639	479	<496

Fonte: Datasheet MT9T031.

5.10. Considerações Finais sobre a Carga Útil Óptica

Após a exposição dos principais pontos de análise de viabilidade, são apresentados a seguir alguns comentários adicionais.

5.10.1. Processamento para Eliminação do Ruído de Fundo

Na análise bibliográfica empreendida no Capítulo 2, verificamos que o reflexo da luz solar sobre o topo das nuvens é muito mais intenso do que o sinal de raio. Consequentemente, os sinais de raios de dia tendem a ser afetados pelo ruído de fundo. Portanto, uma maneira de detectar raios neste caso é implementar técnicas que aumentam ou maximizam o sinal de raio relativamente a este fundo brilhante semelhantes as utilizadas no sensor LMS. Estas técnicas, usadas no projeto aproveitam as diferenças significativas nas características temporais, espaciais e espectrais entre o sinal de raio e o ruído de fundo.

Os sensores estudados aplicaram uma combinação de quatro métodos para esta finalidade. Em primeiro lugar, utilizou-se uma filtragem espacial que corresponde ao campo de visão instantâneo (IFOV) de cada elemento detector na matriz de plano focal do sensor à área típica de nuvem iluminada por um raio, isto é 10 Km. Isto resulta numa amostragem ótima da cena de raio em relação à iluminação de fundo.

Em segundo lugar, a filtragem espectral era obtida utilizando-se um filtro de interferência de banda estreita centrado numa linha de emissão óptica forte (por exemplo, O1 (1) a 777,4 nm) no espectro de raios. Este método maximiza ainda mais o sinal de raio em relação ao fundo de luz do dia refletido.

Em terceiro lugar, os sensores empregavam uma filtragem temporal que tirava vantagem da diferença na duração do pulso de raio da ordem de 400 μ s em relação à iluminação de fundo que tende a ser constante na escala de tempo da ordem de segundos. Em um sensor integrador, como os estudados, o tempo de integração especifica quanto tempo um pixel particular acumula carga entre leituras. A relação sinal/ruído do raio melhora à medida que o período de integração se aproxima da duração do pulso. Se, no entanto, o período de

integração se tornar demasiado curto, o sinal de raio tende a ser dividido entre quadros sucessivos, o que de fato diminui a relação sinal-ruído. Uma vez que o tempo duração do pulso óptico mediano quando visto a partir de cima é de 400 μ s, um tempo de integração de 1 ms é o mais adequado para minimizar a divisão de pulso e maximizar detectibilidade do raio. As limitações tecnológicas exigiram que um tempo de integração de 2 ms fosse utilizado no desenho dos instrumentos estudados; no entanto, este compromisso não degradou seriamente o desempenho daqueles sensores.

Mesmo com as três abordagens de "filtragem" discutidas acima, a razão da iluminação de fundo para o sinal de raio pode ainda exceder 50 a 1 no plano focal. Por conseguinte, uma quarta técnica, uma subtração modificada de fundo quadro a quadro, deve ser implementada para remover o sinal de fundo que varia lentamente a partir dos dados brutos que saiam do plano focal dos sensores.

O processador de dados em tempo real gera uma estimativa da cena de fundo imageada em cada pixel da matriz de plano focal. Esta cena de fundo é atualizada durante cada sequência de leitura de quadro e, ao mesmo tempo, esta estimativa do sinal de fundo é comparada com o sinal que está saindo do plano focal numa base pixel por pixel. Quando a diferença entre estes sinais excede um limiar selecionado, o sinal é identificado como um evento de raio e uma sequência de processamento de eventos eram ativados.

A implementação deste processador de dados em tempo real resultará em uma redução de 10^5 nos requisitos de taxa de dados, ao mesmo tempo em que mantém alta eficiência de detecção para eventos de raios.

Note-se que sem o uso destas quatro técnicas de tratamento de sinal, nada seria detectado e, nessas circunstâncias, a transmissão de todos os dados para processamento no solo elevaria a taxa de dados de poucos kbps para centenas de Mbps o que seria inviável para a plataforma pretendida.

5.10.2. Viabilidade dos Sensores Pesquisados

Como vimos um sensor óptico para monitorar raios a partir do espaço tem um conjunto óptico relativamente simples, basicamente um chip sensor e um conjunto de lentes fixas capaz de focalizar a imagem de um raio cujo tamanho médio é de 10 Km em um pixel ou num conjunto de pixels do sensor mapeado para funcionar como um único pixel. Nenhuma das três lentes fornecidas comercialmente pela GomSpace para a NanoCam C1U fornecem esta resolução mas consideramos a possibilidade de construirmos um sistema de lentes que o fizesse.

Outro requisito é que para permitir a detecção de raios que ocorram durante o dia o sensor tem que possuir um sistema quadruplo de filtragem e tratamento de imagem que realce o sinal de rio do fundo composto pelo reflexo da luz solar no topo das nuvens. Para realizar tal processo de filtragem um dos requisitos é o tempo de integração do chip sensor que não deve ser superior a 2 milissegundos.

Tal requisito não é atendido pelo chip sensor da NanoCan C1U conforme mostrado na Tabela 4.7, onde se constata que na melhor das hipóteses a resolução temporal do chip sensor é da ordem de 10ms, cinco vezes menor que a requerida. Esta deficiência leva a não se recomendar a opção do uso da NanoCam C1U como base para a construção do SOR.

Informações geradas por CCD e CMOS são usadas principalmente para fornecer geolocalização precisa de eventos raio em períodos de tempo de flash e são ideais para estudar taxas de raios globais e regionais e variações diurnas, sazonais e geográficas no raio e atividades de tempestade.

Para atender a resolução temporal requerida para a construção do SOR, passou-se a considerar outros chips sensores como MT9M413 da *Aptina*

Imaging e PB-MV13 da PhotoBit. Um sistema de câmera completo pode ser construído usando o chip em conjunto com os seguintes dispositivos externos:

- Um controlador FPGA / CPLD / ASIC, para gerenciar os sinais de temporização necessários para o funcionamento do sensor.
- Uma lente apropriada.
- Circuitos de polarização e capacitores de by-pass

Após a análise, sugere-se uma carga útil tendo por base o sensor PB MV 13 da Photobit ou MT9M413 da *Aptina Imaging*, que tem *frame rate* de 500 fps com o desenvolvimento de um sistema de lentes e eletrônica de controle do chip, filtro para a banda de 777.4 nm com largura de banda de 1nm, sistema para tratamento de imagem para retirada de fundo das aquisições diurnas, indispensáveis em uma carga útil com esta finalidade.

As cargas úteis baseadas em fotodiodos e fotômetros são usadas principalmente para fornecer formas de onda ópticas adquiridas no momento do evento raio. Essas formas de onda revelam informações importantes sobre as características e fenomenologia de pulsos individuais de raio, bem como os efeitos de dispersão das nuvens circundantes. Além disso, o fotodiodo / fotômetro é caracterizado por uma boa resolução temporal e, geralmente, têm uma baixa resolução espacial (100-1000 km).

Finalmente, O RQI avaliado no item 5.3, foi desenvolvido para o contexto de um imageador e alta resolução. No entanto, o sensor em vista neste trabalho fornece localização espacial e temporal de eventos de raio bem como sua intensidade não sendo, portanto, adequado avaliá-lo com este indicador. Sugere-se a concepção de um melhor indicador para avaliação deste tipo de sensor.

6. CONCLUSÕES

A previsão de fenômenos climáticos extremos requer modelos de previsão numérica de alta resolução (NWP) e alta quantidade de dados observacionais, incluindo conjuntos de dados de raios.

O presente trabalho procurou lidar com o desafio detecção de raios vistos do espaço em uma plataforma CubeSat. Para tanto, uma análise da viabilidade de que se embarcar uma um Sensor Óptico de Raios foi empreendida. A prospectiva carga útil deve ser capaz de detectar, geo-localizar e medir a intensidade dos raios intra-nuvem e nuvem-solo, durante o dia e a noite.

A funcionalidade almejada é similar aos realizados pelas cargas úteis os detectores embarcados em satélites de muito maior porte como OTD, LIS e LLS lançados na década de 1990 pela NASA.

O interesse neste tipo de solução faz parte de um prospectivo projeto denominado RaioSat inicialmente concebido como um nanossatélite baseado em cubesat 3-U para detecção total de raios para regiões do Brasil e com capacitação de desenvolvimento tecnológico em espaço.

A iniciativa que mais se aproximou à proposta deste trabalho no que diz respeito ao portado satélite foi o Firefly é um cubesat 3U cuja missão é estudar os TGFs (*Terrestrial Gamma-ray Flashes*) observado pela primeira vez pela missão CGRO (*Compton Gamma Ray Observatory*) da NASA. Um estudo de 1996 da Universidade de Stanford ligou o fenômeno a ocorrência de um raio individual. Entretanto, sua proposta contrasta com a deste trabalho que buscou a viabilidade do uso de uma matriz imageadora.

Os dados obtidos via satélite no RaioSat alimentarão uma série de modelos de previsão de clima utilizados pelos pesquisadores do CCST do INPE. Este projeto permite, pela primeira vez no Brasil, o desenvolvimento de tecnologia

nacional para sensoriamento remoto ambiental para a detecção de raios a partir do espaço.

Mediante estudo prévio de projetos com escopo similares supramencionados, procurou-se mostrar que a detecção de eventos raio do espaço é viável e podem fornecer conjuntos os dados importantes para pesquisa.

Conforme discutido e utilizando o método proposto para a análise de viabilidade, conclui-se ser possível projetar e construir uma carga útil óptico para detectar raios a partir do espaço com dimensão, massa e consumo de energia similar à GomSpace Câmera C1U.

Isto demandará que os itens sejam desenvolvidos como: (1) Um sistema de eletrônica e lente da interface de chips, (2) Um filtro para a banda de 777,4 nm com largura de banda de 1nm e, (3) Um sistema para processamento de imagem para a subtração de fundo do diurno.

O estudo iniciou com a análise de viabilidade da câmera NanoCam C1U GomSpace, um sistema COTS com herança de vôo, como uma potencial carga de detecção de raios no RaioSat. Essa solução havia sido sugerida anteriormente, no entanto sua taxa de quadros é limitada e não cumpre o requisito de tempo de integração adequado sugerido pela NASA em um estudo anterior.

Posteriormente, se identificou outros chips sensores como o PBMV13 da Photobit ou o MT9M413 da Aptna Imaging utilizando um conjunto de lentes com distancia focal e ângulo de abertura exemplificados em cálculos apresentados. Em particular, uma carga útil da câmera baseada no sensor Photobit PB-MV13 está sendo atualmente considerada com uma taxa de quadros de 500 quadros por segundo.

Outra questão discutida é a necessidade de se avaliar o custo-benefício da detecção de raios nas bandas de oxigênio e nitrogênio, uma vez que apenas

poucas missões anteriores tiveram esse recurso e sua maioria detectou apenas a banda de 777.4nm.

Pesquisas futuras poderão considerar se é mais interessante monitorar o raio em duas bandas usando câmeras como proposto anteriormente ou apenas em uma banda com uma câmera com a adição de um fotômetro. Esta última opção pode ser atraente para substituir a detecção em uma segunda banda, uma vez que os fotodiodos adicionam novos recursos.

Espera-se que os dados gerados possam ser assimilados nos modelos NWP para melhorar a previsão de eventos climáticos extremos, que são um dos principais personagens das mudanças climáticas. Neste contexto o projeto RaioSat será também um importante ponto de partida para futuras pesquisas e desenvolvimentos conjunto nas áreas de Ciências do Sistema Terra e Tecnologias de Engenharia Espacial no INPE.

6.1. Publicações Realizadas

A seguir, são apresentadas as principais publicações derivadas deste trabalho de Mestrado:

1. NACCARATO, K.P. et al. *Total Lightning Flash Detection from Space: A CubeSat Approach*. In: 2nd Latin American Cubesat Workshop (LACW), Florianópolis, Brazil, 2016.
2. NACCARATO, K.P. et al. *Total Lightning Flash Detection from Space - A CubeSat Approach* ILDC/ 24th International Lightning Detection Conference/International Lightning Meteorology Conference (ILDC/ILMC), 2016.
3. MOURA, C.O. et al., *Feasibility Analysis of an Optical Payload in a Lightning Detection Cubesat*, 1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites, Buenos Aires, Argentina, March 7-10, 2017.

4. MOURA, C.O., DOS SANTOS, W.A., NACCARATO, K.P., *An Observational CubeSat Payload for Total Lightning Flash Detection from Space*, , 31st ISTS : International Symposium on Space Technology and Science - Matsuyama-Ehime, Japan. 3-9 June, 2017 – **Abstract aceito mas artigo não submetido por coincidir com final de Mestrado**

6.2. Sugestão de Trabalhos Futuros

Para materializarmos o SOR em uma carga útil em órbita fazem-se necessários alguns estudos, definições e o desenvolvimento de seus subsistemas. Para tanto são sugeridos os seguintes trabalhos futuros:

- **Filtro Para a Banda do Oxigênio e ou do Nitrogênio** - Um dos sistemas de filtro necessário é o espectral, um filtro de interferência de banda estreita centrado numa linha de emissão óptica forte no espectro de raios, por exemplo, OI (1) a 777,4 nm ou do nitrogênio NI (1) a 863,8 nm e de banda estreita, isto é, menor que 1 nm. Foi-se sugerido o monitoramento nas duas bandas é uma questão a ser decidida pelos responsáveis pela missão e avaliar a utilidade de tal procedimento uma vez que todos os detectores construídos pela NASA para os satélites de maiores porte realizavam o monitoramento em apenas uma banda a do oxigênio, 777,4nm. Apenas os estudos realizados com o avião U-2 faziam o monitoramento nas duas bandas, mas este tinha por objeto estabelecer o baseline para os futuros detectores. Pode-se inclusive averiguar a viabilidade e conveniência de no lugar do monitoramento na segunda banda se embarcar um fotodiodo a exemplo do PPD do satélite FORTE para monitoramento das formas de onda dos raios.
- **Projeto Eletro-óptico do Sensor** - Com a viabilidade confirmada, é possível o desenvolvimento do projeto eletro óptico do sensor que atenda aos requisitos levantados no presente estudo. Faz-se necessário agregar ao chip sensor a eletrônica de controle para gerir os sinais de temporização necessários para a operação do sensor constituído por um

controlador FPGA / CPLD / ASIC, circuitos de polarização e capacitores by-pass. Um sistema de lentes que atenda as especificações deve igualmente ser projetado e construído.

- **Algoritmo para Tratamento de Dados e Eletrônica Associada** - Além da eletrônica de controle do sensor faz-se necessário a eletrônica e software para processamento de sinal a bordo de modo a permitir o monitoramento durante o período diurno, eliminação de falsos positivos diminuir a taxa de transmissão de dados que nos exemplos estudados eram constituídos por:
 - Um estimador de sinal de fundo,
 - Um removedor de fundo,
 - Um indicador de detector de limiar de evento de raio,
 - Um seletor de eventos e
 - Um identificador de sinal.

- **Órbita e Constelação da Missão** - Não foi elaborado nenhum estudo mais detalhado da órbita ideal bem como uma configuração em constelação da missão. Como o parâmetro chave para o estudo de viabilidade aqui empreendido é a altitude, nos limitamos a verifica-la nas órbitas sugeridas pelos autores em (CARRETERO; NACCARATO, 2014) que deu origem ao presente trabalho, entretanto para a futura missão sugere-se um estudo mais elaborado da(s) órbita(s) mais adequada(s) tendo em vista os requisitos de cobertura, revisita dentre outros.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ARNAUT, B.M. et al. Systems engineering process of a CubeSat from the perspective of operations. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 2013, Philadelphia, PA. **Proceedings...** John Wiley & Sons, Inc., 2013. v. 23, Issue 1, 10.1002/j.2334-5837.2013.tb03031.x.

BARRY, P. **Firefly mission to study terrestrial gamma-ray flashes.** NASA, January 29, 2010. Disponível em: http://science.nasa.gov/headlines/y2010/29jan_firefly.htm?list1291671. Acesso em: 23 de agosto, 2016.

BLAU, P. **Minotaur I successfully launches STPSat-3 & record load of 28 CubeSats.** Spaceflight 101, Nov. 20, 2013, Disponível em: <http://www.spaceflight101.com/minotaur-i-ors-3-launch-updates.html>. Acesso em: 12 de março, 2016.

BOCCIPPIO, D. J., et al. The Optical Transient Detector (OTD): instrument characteristics and cross-sensor validation. **Journal of Atmospheric and Oceanic Technology.** v. 17, p. 441-458, April 2000.

CALPOLY. **CubeSat design specification revision 13** - Updated 4-6-2015, California Polytechnic State University. Disponível em: http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf. Acesso em: 10 de janeiro 2016.

CARRETERO, M.A.; NACCARATO, K.P. Detection of total lightning flashes onboard of a CubeSat satellite. In: LATIN AMERICAN CUBESAT WORKSHOP (LACW), 2014, Brasilia, Brazil, 2014.

CHRISTIAN H.J. et al. Global frequency and distribution of lightning as observed from space by the optical transient detector. **Journal of Geophysical Research**, v.108, n. D1, p. ACL 4-1–ACL 4-15, 16 Jan 2003, doi:10.1029/2002JD002347.

CHRISTIAN, H.J.; BLAKESLEE, R.J.; GOODMAN, S.J. **Lightning Image Sensor (LIS) for the earth observation system**. Washington: NASA, 1992. NASA Technical Memorandum 4350.

CHRISTIAN, H.J.; BLAKESLEE, R.J.; GOODMAN, S.J. The detection of lightning from geostationary orbit. **Journal of Geophysical Research**, v. 94, n. DII, p. 13329–13337, Sept 30, 1989.

CRISTIAN, H. J.; GOODMAN, S. J. optical observations from a high-altitude airplane. **Journal of Atmospheric and Oceanic Technology**. v. 4 p. 701-7011, Dec 1987.

EOPORTAL. **Firefly** - space science on a nanosatellite. Disponível em <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/f/firefly>. Acesso em: 12 jan. 2017.

EOPORTAL. **OrbView-1**. Disponível em: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/o/orbview-1>. Acesso em: 12 jan. 2017.

EOPORTAL. **TRMM** -Tropical Rainfall Measuring Mission Disponível em <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/trmm>. Acesso em: 12 jan. 2017.

ERENO, D. Pequenos ganham o espaço. **Revista FAPESP**, edição 219, p. 16-23, maio, 2014.

FINKE, U. Optical detection of lightning from space. In: BETZ, H. D.; SCHUMANN, U.; LAROCHE, P. (eds.). **Lightning: principles, instruments and applications – review of modern lightning research**. Springer, 2009. 641 p.

FINKE, U.; HAUF, T. **Detect and locate lightning events from geostationary satellite observations**. report part ii: feasibility of lightning location from a

geostationary orbit. Institut für Meteorologie und Klimatologie Universität Hannover. Outubro 2002

FIREFLY. **Firefly**: an NSF CubeSat project. Disponível em <http://firefly.siena-space.org/>. Acesso em: 12 de janeiro 2017.

FIREFLY. **The firefly satellite mission** - understanding earth's most powerful natural particle accelerator. Disponível em <http://www.sos.siena.edu/~aweatherwax/firefly/Firefly-ARL.pptx>. Acesso em: 13 janeiro 2017.

FOX, K.C. **NASA has made contact with firefly Cubesat**. Disponível em: http://www.nasa.gov/content/goddard/nasa-led-firefly-mission-to-study-lightning/#.UtAG6_uFfo. Acesso em: 12 junho de 2016.

GOES-R. **Geostationary operational environmental satellite** — R Series Mission Overview. Disponível em <http://www.goes-r.gov/mission/mission.html>. Acesso em 02 março de 2017.

GOMSPACE. **GomSpace camera NanoCam C1U**. Disponível em: https://gomspace.com/Shop/carga_útils/earth-observation.aspx. Acesso em: 03 mar. 2017.

GUO, C; KRIDER, E.P. The optical and radiation field signatures produced by lightning return strokes. **Journal of Geophysical Research**, v.87, p. 8913–8922, 1982.

HAMLIN, T. et al. Space- and ground-based studies of lightning signatures. In: BETZ, H. D.; SCHUMANN, U.; LAROCHE, P. (eds.). **Lightning**: principles, instruments and applications – review of modern lightning research. Springer, 2009. 641 p.

INCOSE. **Systems engineering handbook**: a guide for system life cycle processes and activities, version 4.0. Hoboken, NJ, USA: John Wiley and Sons, Inc, 2015.

JACOBSON, A.R. et al. FORTE radio-frequency observations of lightning strokes detected by the National Lightning Detection Network. **Journal of Geophysical Research**, v.105, p. 15653–15662, 2000.

KLEIMAN, M.P. **ORS office organizing three new programs**. Air Force Materiel Command, Sept. 4, 2012. Disponível em: <http://www.afmc.af.mil/news/story.asp?id=123316172>. Acesso em: 26 de fevereiro de 2016.

KRAMER, H.J. **Observation of the Earth and its environment**: survey of missions and sensors. 3. ed. Berlin: Springer, 1996.

KUMMEROW, C. et al. The Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM) sensor package. **Journal of Atmospheric and Oceanic Technology**, v.15, p. 809–817, 1998.

LARSON, W. J. et al. **Applied space systems engineering**. The McGraw-Hill Companies, U.S., 2009. Space technology series.

LAYTON, L. NSF/NASA firefly CubeSat to study link between lightning and terrestrial gamma ray flashes. Spacemart, Nov. 17, 2008. Disponível em: <http://www.nasa.gov/topics/universe/features/firefly.html>. Acesso em: 15 de novembro, 2016.

LIGHT, T.E.L.; JACOBSON, A.R.; SUSZCZYNSKY, D.M. Coincident radio frequency and optical emissions from lightning, observed with the FORTE satellite. **Journal of Geophysical Research**, v.106, p. 28223–28232, 2001.

LUZ, E.S.A.M. **Estudo de casos de descargas atmosféricas utilizando espectroscopia sem fenda (slitless)**. 2015. 198 p. IBI:

<8JMKD3MGP3W34P/3KMAELH>. (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/11.30.02.40-TDI). Dissertação (Mestrado em Geofísica Espacial/Ciências Atmosféricas) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2015. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3KMAELH>>. MALY, J. 6U Mount for CubeSats on ESPA. In: CUBESAT ANNUAL SUMMER WORKSHOP, 2012, Logan UT, USA, August 11-12, 2012. Disponível em: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/SummerWorkshop2012/Maly_6U_ESPA_Mount.pdf. Acesso em: 12 junho de 2016.

MT9M413, CHIP SENSOR MT9M413 DA APTINA IMAGING, Disponível em: http://www.datasheetlib.com/datasheet/1220777/mt9m413c36stc_aptina-imaging-corporation.html. Acesso em: 02 de fevereiro de 2017.

NACCARATO, K.P. et al. Evaluation of BrasilDAT relative detection efficiency based on LIS observations and a numeric model. In: INTERNATIONAL CONFERENCE OF LIGHTNING PROTECTION (ICLP), 9., 2014, Shanghai. **Proceedings...** Shanghai, China: IEEE, 2014. p. 1814-1819, 10.1109/ICLP.2014.6973423.

NACCARATO, K.P. et al. Total lightning flash detection from space: a CubeSat approach. In: INTERNATIONAL LIGHTNING DETECTION CONFERENCE, 24. (ILDC); INTERNATIONAL LIGHTNING METEOROLGY CONFERENCE, 6., San Diego, CA. **Proceedings...** 2016.

NACCARATO, K.P.; PINTO JR., O.; MURPHY, M. Performance analysis of the BrasilDAT network. In: GROUND'2008 and 3rd LPE, 2008, Florianópolis. **Proceedings...** Florianópolis, 2008. v.1, p. 329-338.

NASA. **Introduction to Optical Transient Detector (OTD) lightning product.** Disponível em: https://ghrc.nsstc.nasa.gov/uso/ds_docs/otd/. Acesso em: 05 março 2017a.

NASA. **Lightning detection from space**: a lightning primer. Disponível em <http://www.gr.ssr.upm.es/~jambrina/rayos/thunder.msfc.nasa.gov/primer.html>

Acesso em: 06 março 2017c.

NASA. **Optical transient detector**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/centers/marshall/news/background/facts/otd.html>. Acesso em: 05 março 2017b.

ORBITAL. **Orbital successfully launches minotaur i rocket supporting ORS-3 Mission for the U.S. Air Force**. Orbital, Nov. 19, 2013. <http://www.orbital.com/NewsInfo/release.asp?prid=1876>

ORVILLE, R.E.; HENSERSON, R.W. Absolute spectral irradiance measurements of lightning from 375 to 880 nm. **Journal of the Atmospheric Sciences**, v.41, n.21, p.3180–3187, 1984.

PB-MV13. **PB-MV13 Datasheet**. Disponível em: http://www.alacron.com/clientuploads/PB-MV13_Product_Specification.pdf. Acesso em 03 de março de 2017.

PB-MV40. **PB-MV40 Datasheet**. Disponível em: <http://www.datasheetarchive.com/PB-MV40-datasheet.html>. Acesso em 03 de março de 2017.

RAKOV, V.A.; UMAN, M.A. **Lightning**: physics and effects. Cambridge University Press, 2003. 687 p.

RISON, W. et al. A GPS-based three-dimensional lightning mapping system: initial observations in central New Mexico. **Geophys. Res. Lett.** v. 26, p. 3573–3576, 1999.

ROWLAND, D. E. D. The firefly mission - understanding earth's most powerful natural particle accelerator. CUBESAT DEVELOPERS' WORKSHOP, 2009, San Luis Obispo, CA, USA. **Proceedings...** April 22-25, 2009.

ROWLAND, D.E. et al. The NSF firefly cubesat mission: rideshare mission to study energetic electrons produced by lightning. IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2011, Big Sky, MT, USA. **Proceedings...** IEEE, 2011. paper: 2.0403.

SABA, M. M. F. et al. High-speed video observations of positive lightning flashes to ground. **Journal of Geophysical Research**, v. 115, n. D24, 2010. DOI: 10.1029/2010JD014330.

SABA, M.M.F.; BALLAROTTI, M.G.; PINTO JR., O. Negative cloud-to-ground lightning properties from high-speed video observations. **Journal of Geophysical Research**, v. 111, n. D3, 2006.

SKROBOT, G. ELaNA - Educational Launch of Nanosatellite. ANNUAL CUBESAT DEVELOPERS' WORKSHOP, 8., 2011, CalPoly, San Luis Obispo, CA, USA. **Proceedings...** April 20-22, 2011. Disponível em: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2011/21_Skrobot_ELaNa.pdf. Acesso em: 10 de Março, 2016.

SKROBOT, G.L.; COELHO, R. ELaNa – Educational Launch of Nanosatellite Providing Routine RideShare Opportunities. ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 26., Logan, Utah, USA. **Proceedings...** AIAA/USU, 2012. paper: SSC12-V-5.SLATER, P.N. **Remote sensing: optics and optical systems**. Addison-Wesley Publishing Company, 1980.

STRIKE, J. et al. **Gravity gradient boom design**. Notas do Curso MIM 702, disponível em: https://repository.library.northeastern.edu/downloads/neu:377509?datastream_id=content. Acesso: março 2017

SUSZCZYNSKY, D.M et al. Coordinated observations of optical lightning from space using the FORTE photodiode detector and CCD imager. **Journal of Geophysical Research**, v. 106, p. 17897–17906, 2001.

SUSZCZYNSKY, D.M. et al. FORTE observations of simultaneous VHF and optical emissions from lightning: Basic phenomenology. **Journal of Geophysical Research**, v.105, n. D2, p. 2191–2201, 2000.

THOMAS, R.J. et al. Comparison of ground-based 3-dimensional lightning mapping observations with satellite-based LIS observations in Oklahoma. **Geophys. Res. Lett.** v. 27, p.1703–1706, 2000.

TRMM (Tropical Rainfall Measuring Mission)

UMAN, M.A. **Lightning**. McGraw-Hill Book Company, 1969.

USRA. **USRA to Participate in NSF/NASA mission to study link between lightning and gamma ray flashes**. Nov. 18, 2008, URL: <http://www.prnewswire.com/news-releases/usra-to-participate-in-nsfnasa-mission-to-study-link-between-lightning-and-gamma-ray-flashes-65457537.html>

WEGNER, P. ORS program status. In: REINVENTING SPACE CONFERENCE, 2012, El Segundo, CA, USA. **Proceedings...** May 7-10, 2012, Disponível em: <http://www.responsivespace.com/.../Dr.%20Peter%20Wegner.pdf>. Acesso em: 10 de Março, 2016.

WERTZ, J.R.; EVERETT, D. F.; PUSCHELL, J.J. **Space mission engineering: the new SMAD**. Microcosm Press, 2011.

WIKIPEDIA. **CubeSat**. Disponível em: <http://en.wikipedia.org/wiki/CubeSat>. Acesso em: 11 de Janeiro 2016.

APÊNDICE A – DESEMPENHO RADIOMÉTRICO DO SENSOR LMS

A seguir, na Tabela A.1 são apresentados os resultados dos cálculos do desempenho radiométrico e os valores da linha de base empregados no projeto do sensor óptico de raios do sensor LMS (CHRISTIAN et al, 1989).

Tabela A.1 – Variáveis adotadas para desempenho radiométrico do LMS.

NUMERO DE ELETRONS DE SINAL			
Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
D	Abertura da Lente	1,00E-01	m
R	Altitude do Sensor	3,56E+07	m
A _s	Área média da fonte de iluminação	1,00E+08	m ²
Q	Eficiência Quântica do Sensor	8,00E-01	
K	Transmission do Sistema Ótico	5,00E-01	
λ	Comprimento de onda Central do Filtro	7,77E-07	m
h	Constante de Planck	6,63E-34	Js
c	Velocidade da Luz no Vácuo	3,00E+08	ms ⁻¹
E _s	Energia radiante do raio no limiar de detecção a 777,4 nm	4,70E-06	Jm ⁻² sr ⁻¹
	Número de Elétrons do Sinal	4,55E+03	

NUMEROS DE ELETRONS DE RUIDO			
Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
D	Abertura da Lente	1,00E-01	m
R	Altitude do Sensor	3,56E+07	m
A _s	Área média da fonte de iluminação	1,00E+08	m ²
Q	Eficiência Quântica do Sensor	8,00E-01	
K	Transmission do Sistema Ótico	5,00E-01	
λ	Comprimento de onda Central do Filtro	7,77E-07	m
h	Constante de Planck	6,63E-34	Js
c	Velocidade da Luz no Vácuo	3,00E+08	ms ⁻¹
I _B	Radiancia de fundo a 777,4 nm	3,75E+02	Wm ⁻² sr ⁻¹ μm
α	Albedo	8,00E-01	
Δλ	Largura de Banda do filtro	6,00E-04	μm
τ	Tempo de Integração	2,00E-03	s
	Número de Elétrons do Sinal	3,48E+05	

Elétrons de Ruído de Fundo/Elétrons de Sinal =	7,66E+01
--	----------

Fonte: Próprio autor

APÊNDICE B – LISTA DE PUBLICAÇÕES DESTA DISSERTAÇÃO

1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites, 2017

Feasibility Analysis of an Optical Payload in a Lightning Detection Cubesat

Candido Osvaldo de Moura¹
candidomoura3@gmail.com
INPE - CSE-ETE MSc. Student

Eric Langner²
Eric.Langner@stud.eah-jena.de
EAH-Jena MSc. Student

Kleber P. Naccarato¹
kleber.naccarato@inpe.br
ELAT-CCST-INPE

Walter Abrahão dos Santos¹
walter.abrahaod@inpe.br
DEA-ETE-INPE

¹ National Space Research Institute – INPE - São José dos Campos – SP – Brazil

² University of Applied Sciences Jena – Jena - Germany

Since the 1970s several satellites were launched with the mission to detect lightning from space such as OSO 2, OSO 5 and Defense Meteorological Satellite Program (DMSP) observing lightning with various optical sensors. Other missions used radio frequency (RF) sensors where the lightning detection rate was generally less than 2%. In the 1980s, NASA conducted an extensive study using a high-altitude U-2 aircraft inspiring later a Lightning Mapper Sensor (LMS) project to be boarded in a future GOES geostationary mission. The LMS project gave rise to three optical payloads in low Earth orbit: OTD, LIS and LLS, this last one launched in 1997. This previous research established an optical payload to detect lightning from space and allow its geolocation and timing in order to allow the construction of distribution maps of cloud-ground and intra-cloud. These maps would be provided by a CCD/CMOS matrix with a narrowband filter adjusted for the wavelength of the atomic oxygen 777.4 nm or the atomic nitrogen 863.3 nm with a bandwidth of 1 nm. In addition it should contain the electronics and software for on-board signal processing in order to decrease the data rate consisting of: a background signal estimator, a background subtractor, a radius event threshold detector, an event selector and a signal identifier. Recently, it was proposed the development of an optical payload for detection and geolocation of intra-cloud and cloud-ground lightning from the space to be shipped in a cubesat. This paper applies a recommended methodology for evaluating the feasibility for the development of the payload as suggested. We define performance indexes that combine measures of effectiveness (MOEs) to compare instruments with similar characteristics. In the case of high-resolution optical imagers, three MOEs are considered suitable for this purpose: signal-to-noise ratio at zero spatial frequency, MTF of an instrument at the detector's Nyquist frequency and, GDS ground sampling distance. Thus, we defined the Relative Quality Index (RQI) to allow quantitative comparisons with a reference instrument. We apply this method to analyze the OTD, LIS and LLS payloads as well as a COTS cubesat camera candidate to serve as the basis for the development of the intended payload and using the LIS as reference payload. The first results show that this camera may meet some of the optical requirements to serve as the basis for the development of the desired payload whereas some features of Photobit PB MV 13 Sensor are also attractive. Future steps will be the development of a 1nm-narrow band filter for the 777.4 μm wavelength as well as planning the algorithms and associated electronics for onboard signal processing to reduce the data rate to values compatible with its transmission to the ground.

Keywords: Lightning Detection. Cubesats. Optical Payloads. Feasibility Analysis.

1. Introduction

Climate changes have motivated the study of extreme weather events since the prediction of complex meteorological phenomena requires accurate numerical weather

24th International Lightning Detection Conference/International Lightning Meteorology Conference - ILDC/ILMC - 2016

2016

24th International Lightning Detection Conference
18 - 19 April | San Diego, California, USA
6th International Lightning Meteorology Conference
20 - 21 April | San Diego, California, USA

Total Lightning Flash Detection from Space A CubeSat Approach

Kleber P. Naccarato
Earth Science System Centre (CCST)
INPE
São José dos Campos, Brasil
kleber.naccarato@inpe.br

Walter A. Santos / Miguel A. Carretero
Candido Moura / Auro Tikami
Space Engineering and Technologies (ETE)
INPE
São José dos Campos, Brasil

Abstract—The RaioSat project intends to detect intra-cloud and cloud-to-ground lightning flashes simultaneously, the so-called total lightning data, using an optical sensor and a VHF antenna onboard a CubeSat platform. Two different sensor networks that detect and locate lightning flashes in Brazil, called RINDAT and BrasilDAT, will be used as reference data. The RaioSat mission is expected to be in a LEO orbit at 650km and it will use a 3U-CubeSat aluminum frame (10x10x30cm) to accommodate the main platform and its payload. The main platform shall have telemetry, commanding and housekeeping capabilities via an on-board computer, 3-axis attitude control and a GPS. The payload shall have a VHF passive antenna (range of 50 to 200MHz) and a spectral imaging camera (SIC) with resolution of 2,048 x 1,536 pixels leading to a surface imaging of 80 m/pixel. Also SIC shall have a spectral range from 700 to 900nm using a band-pass optical filter. Additionally, the paper briefly describes all the main stages of the space mission over the system life-cycle.

Keywords—lightning; cubesat; detection; technology; space; VHF; optical; thunderstorms.

I. INTRODUCTION

Lightning observation from satellites provides a globally uniform coverage, which is very important for climatological studies. Optical detection of lightning has a long tradition of more than 10 years. On the other hand, ground based location of lightning over large areas is better performed in the lower frequency radio bands, since the detection range is limited to the line of sight and the Earth's curvature. A space based optical observation has the advantage of an obstructed view from above the clouds and potentially large field of views using only a single instrument. Basically, the optical detection of lightning from space is measuring the radiation of light, which is emitted by the hot lightning channel and then propagates throughout the atmosphere and clouds (which mainly scatters the light), reaching finally the observer above the clouds (Finke, 2009).

The main sources of optical radiation produced by lightning are the return stroke in cloud-to-ground flashes and the recoil streamers in intra-cloud discharges (Rakov & Uman, 2003). The optical spectrum of lightning in the visible and near infrared range is made of spectral lines of the excited and ionized gases of the air. Based on studies of lightning spectroscopy (Uman, 1969; Orville and Henderson, 1984; Luz, 2015), one of the most strong lines is the atomic oxygen OI(1) triplet line found at 777.4 nm. This line is being used for space based optical detection of lightning, since it contains about 6% of the total energy of the optical spectrum (Orville and Henderson, 1984). According to Guo and Krider (1982), based on high resolution optical measurements, the mean duration of the optical pulse is 158 μ s, which is determined by the cooling processes in the lightning channel. The mean rise time is 15 μ s, which is determined by the propagation speed of the luminous phase of the channel, i.e. the upward velocity of the return stroke. The optical power produced by lightning varies strongly between individual flashes and different types of lightning. For first strokes of cloud-to-ground flashes, the time averaged power is 1.3×10^6 W/m in the range of 400-1000 nm. The peak power for the whole channel were about 2×10^9 W. In terms of optical energy, which is defined as integrated power over the pulse duration, the mean value of 3.7×10^5 J was found (Guo & Krider, 1982).

The optical source pulse is transformed along its path through the atmosphere. While its spectrum remains almost unchanged, its main physical characteristics are strongly affected by the scattering of the cloud particles (Christian & Goodman, 1987). According to several theoretically and numerically (using Monte Carlo simulations) studies, the optical signal at the cloud upper surface is delayed and broadened according to the total optical path it propagates. Thus there is a function which describes the radiance of the optical pulse as function of space, time and direction. This function then is used as the input for a detection device on board of a satellite. Typically, the spatial pattern of the optical pulse is blurred by scattering to a size of about 5-10km

2nd Latin American Cubesat Workshop (LACW) 2016

Techn Session 6: Mission Applications

1

IAA-BR-06-02

"The RaioSat project: detecting total lightning flashes from a CubeSat"

Kleber P. Naccarato , Walter A. dos Santos , Miguel A. Carretero , Cândido O. de Moura , Auro Tikami

Extreme weather events are one of the major character in climate change. Predicting these complex meteorological phenomena requires high-resolution numerical weather prediction (NWP) models and the maximum amount of observational data available. Nowadays, in Brazil, several networks composed by different types of sensors provide these measurements, including electromagnetic passive sensors which are capable of detecting the lightning-producing radiation. Advanced processing units collect these data, locate the lightning discharges, integrate all the information, and store them in high-capacity and high-performance databases. These data are then assimilated into the NWP models to improve the forecast of extreme weather events. The RaioSat project intends to detect, for the first time, intra-cloud and cloud-to-ground lightning flashes simultaneously, the so-called total lightning data, using an optical sensor and a VHF antenna onboard a CubeSat platform. A dense network of surface sensors that detect and locate total lightning data in Brazil, named the BrasilDAT dataset, will be used to validate the RaioSat data as a ground-truth reference. The RaioSat mission is expected to be in a LEO orbit at 650km and it will use a 3U-CubeSat aluminum frame (10x10x30cm) to accommodate the main platform and its payload. The main platform shall be solar and battery powered, have telemetry, commanding and housekeeping capabilities via an on-board computer, 3-axis attitude control and a GPS. The payload shall have a VHF passive antenna, ranging from 50 to 200MHz, and a spectral imaging camera (SIC) with high-performance image processing capacity and large data storage memory. SIC resolution shall be 2,048 x 1,536 pixels leading to a surface imaging of 80 m/pixel at 650km altitude. Also SIC shall have a spectral range from 700 to 900nm using a band-pass optical filter. Additionally, this paper also analyses upfront the stages of the space mission over the system life-cycle which consists basically of: (a) mission analysis, (b) life cycle analysis, (c) functional analysis, (d) design architecture analysis and, (e) concept of operations among others.

31st ISTS : International Symposium on Space Technology and Science - Matsuyama-Ehime, Japan. 3-9 June, 2017

An Observational CubeSat Payload for Total Lightning Flash Detection from Space

Cândido O. de Moura,¹ Walter A. dos Santos,¹ and Kleber P. Naccarato¹
¹INPE Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brazil
candidomoura3@gmail.com

Keyword : lightning detection; cubesat; VHF; optical payloads; thunderstorms

Climate changes have motivated the study of extreme weather events since the prediction of complex meteorological phenomena requires accurate numerical weather prediction (NWP) models and the maximum amount of observational data available. This work looks into lightning-producing radiation data in Brazil which currently is provided by terrestrial networks composed by different types of sensors that helps detecting them. Advanced processing units collect these data, locate the lightning discharges, integrate all the information, and store them in high-capacity and high-performance databases. Nevertheless terrestrial sensor coverage has some drawbacks taking into account the vast Brazilian territory which makes the concept of a dedicated lightning location sensor on board of satellites attractive. Three previous missions were launched with this goal: NASA lightning detector the OTD (Optical Transient Detector) on board of the MicroLab-1 was the first, launched in April 1995 by NASA. In November 1997, NASA and JAXA launched the LIS (Lightning Imaging Sensor) as a part of the Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM) satellite. In 1997, Los Alamos National Laboratory (LANL) and Sandia National Laboratories launched the FORTE (Fast On-Orbit Recording of Transient Events) satellite with OLS Optical Lightning Sensor, and a VHF receivers which allows for a combined optical and radio frequency lightning observations. In 2014, a cubesat mission, named now RaioSat, was proposed to detect intra-cloud and cloud-to-ground lightning flashes simultaneously, using an optical sensor and a VHF antenna onboard [1]. The complete RaioSat payload shall have a VHF passive antenna, ranging from 50 to 200MHz, and a spectral imaging camera (SIC) with high-performance image processing capacity and large data storage memory. This paper presents the conceptual project so that the feasibility of an optical payload is studied and which resolution shall be 2,048 x 1,536 pixels having a spectral range from 700 to 900nm using a band-pass optical filter [2].

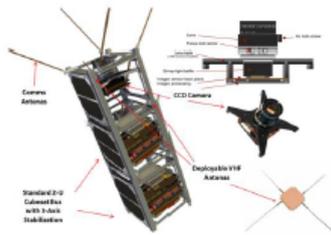


Fig. - Preliminary structure and payload elements for the RaioSat system [2]

References

- [1] Carretero, M.A.; Naccarato, K.P. *Detection of total lightning flashes onboard of a CubeSat satellite*. In: 1st Latin American Cubesat Workshop (LACW), Brasilia, Brazil, 2014.
- [2] Naccarato, K.P., Dos-Santos W.A., Carretero, M.A.; Moura, C.O., Tikami, A. *Total Lightning Flash Detection from Space: A CubeSat Approach*. In: 2nd Latin American Cubesat Workshop (LACW), Florianópolis, Brazil, 2016.

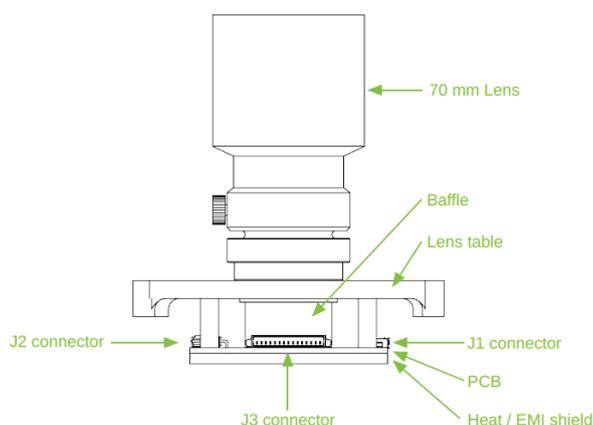
A.1.1 Visão Geral

Segundo o datasheet do produto fornecido pela fabricante (GOMSPACE, 2017), o sistema NanoCam C1U é um sistema flexível e modular para implementar rapidamente sistemas de imagem personalizados com base nas necessidades do cliente. É uma configuração *off-the-shelf* que consiste de: lente, mesa de lente, aquisição de imagem, placa de processamento e software. Ainda segundo a GomSpace a NanoCam C1U foi projetada para ser implementável em uma estrutura padrão de 1U CubeSat juntamente com os computadores de bordo da GomSpace, sistema de controle de atitude, transceptor de rádio e sistema de potência para permitir a observação da Terra de baixo custo usando CubeSats.

A.1.2 Configuração

A C1U é baseada num sistema óptico compacto industrial *C-mount* da *Schneider Optics* (GOMSPACE, 2017). Conforme ilustrado na Figura A.2, a lente é montada na mesa da lente, que é a peça principal de suporte do sistema. O sensor de imagem está localizado na parte superior da placa de circuito impresso da câmera, embaixo da mesa de lentes e interage com o processador de imagem e os componentes de memória na parte inferior da placa. Um escudo de calor e EMI cobre a parte inferior da PCB da câmera.

Figura A.2 – Configuração mecânica da câmera C1U da GomSpace



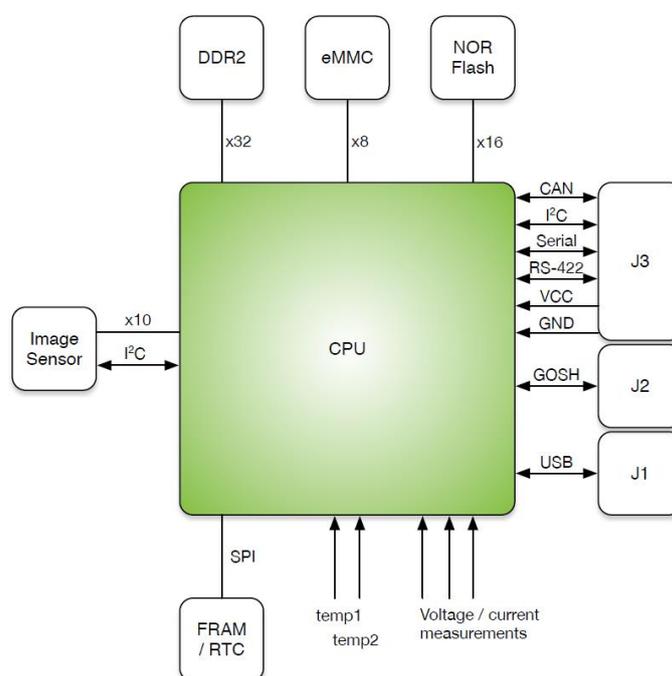
Fonte: Gomspace (2017)

A mesa da lente pode ser montada apontando para cima ou para baixo (como no desenho acima). É por padrão montado apontando para baixo, exceto se ele deve ser montado em um satélite de 1U.

A.1.3 Componentes da NanoCam C1U

A Figura A.3 mostra um diagrama de blocos dos principais componentes de hardware na NanoCam C1U.

Figura A.3 – Diagrama de Blocos da C1U.



Fonte: Gomspace (2017)

O NanoCam C1U é baseada em um processador Atmel SAMA5D35. Trata-se de um processador ARM Cortex-A5 de alto desempenho, com CPU integrada e unidade de ponto flutuante. O aplicativo NanoCam é executado em uma plataforma Linux incorporada personalizada - GomSpace Linux.

A placa inclui 512 MB de memória DDR2 para armazenamento e processamento de imagens. Uma memória flash eMMC de 4 GB é usada para o sistema de arquivos raiz e para armazenamento permanente de imagens

capturadas. 2 GB de memória flash está disponível para armazenamento de imagens. O sistema é inicializado a partir de uma memória flash NOR dedicada de 64 MB conectada à interface do barramento externo do processador.

Uma componente chave da NanoCam é o sensor de imagem digital Aptina MT9T031. Este sensor CMOS de 1/2" produz imagens em cores com resolução de 2048x1536 pixels com resolução ADC de 10 bits por pixel. Ele é conectado ao processador principal com uma interface paralela de 10 bits para dados e I2C para controle de parâmetros de imagem.

Para armazenamento de dados não voláteis de configuração e telemetria, a placa C1U inclui uma RAM Ferroelétrica de 32 kB (F-RAM) da Cypress Semiconductor. Os dados armazenados são acessíveis através do sistema de parâmetros GomSpace. A F-RAM fornece praticamente ilimitados ciclos de gravação e também inclui um Built-in capacitor-backed Real-Time Clock (RTC), que é usado para manter o tempo do sistema em reinicializações e períodos curtos sem energia.

A câmera é controlada usando o Protocolo Espacial Cubesat (CSP) através da porta serial de nível CAN, I2C ou TTL. Várias interfaces podem ser ativadas simultaneamente para usar diferentes interfaces para se comunicarem com diferentes subsistemas no barramento de satélite.

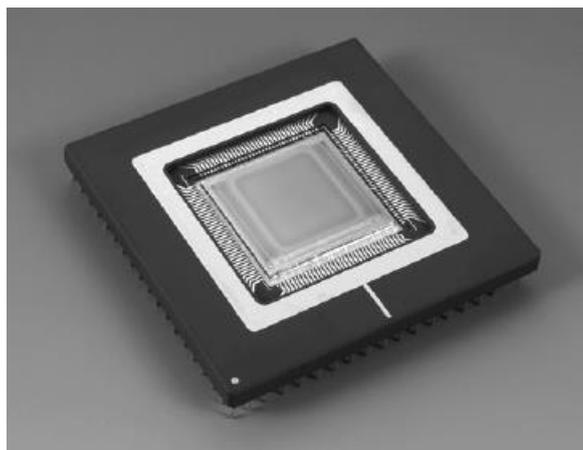
Um console serial fornece acesso a comandos de operação e depuração através do do GomSpace Shell (GOSH). O console serial também permite o acesso ao shell Linux padrão.

A NanoCam inclui dois sensores de temperatura analógicos, além de sensores de tensão e corrente de 3,3 V (VCC), 1,8 V (DDR2) e 1,2 V (CPU), nas trilhas de alimentação. Esses valores podem ser lidos através do sistema de parâmetros.

A.2 O Chip Sensor PB-MV13

O chip sensor PB-MV13, mostrado na Figura A.4 e segundo o datasheet do fabricante (PB-MV40, 2017), é um sensor de imagem digital CMOS de 1280H x 1024V (1,31 megapixel) capaz de operação de 500 frames por segundo (fps). O sistema eletrônico TrueSNAP® permite a exposição simultânea de toda a matriz de pixels. Disponível em cores ou monocromático, o sensor possui conversores analógico-digitais de 10 bits (ADCs) on-chip, que são auto-calibrados e uma interface totalmente digital. A taxa de clock de entrada do chip é de 66 MHz a aproximadamente 500 fps, proporcionando compatibilidade com muitos componentes de interface disponíveis.

Figura A.4 – Sensor PB MV 13 da Photobit.



Fonte: PB-MV40 (2017)

O sensor tem dez (10) portas de saída digitais de 10 bits de largura. Seu design de arquitetura aberta fornece acesso a operações internas. O sincronismo ADC e o controle de leitura de pixels são integrados no chip. A 60 fps, o sensor dissipa menos de 150 mW e a 500 fps menos do que 500 mW; Ele opera em uma fonte de 3.3V. O tamanho do pixel é 12 microns quadrados e responsivity digital é 1000 bits por lux-segundo.

O sensor de imagem CMOS PB-MV13, cujas especificações de alto nível são apresentadas na Tabela A.1, possui uma arquitetura aberta para fornecer

acesso às suas operações internas. Um sistema de câmera completo pode ser construído usando o chip em conjunto com os seguintes dispositivos externos:

- Um controlador FPGA / CPLD / ASIC, para gerir os sinais de temporização necessários para a operação do sensor.
- Uma lente de 20mm diagonal.
- Circuitos de polarização e capacitores de by-pass.

Tabela A.2 - Especificações de alto nível do PB MV 13.

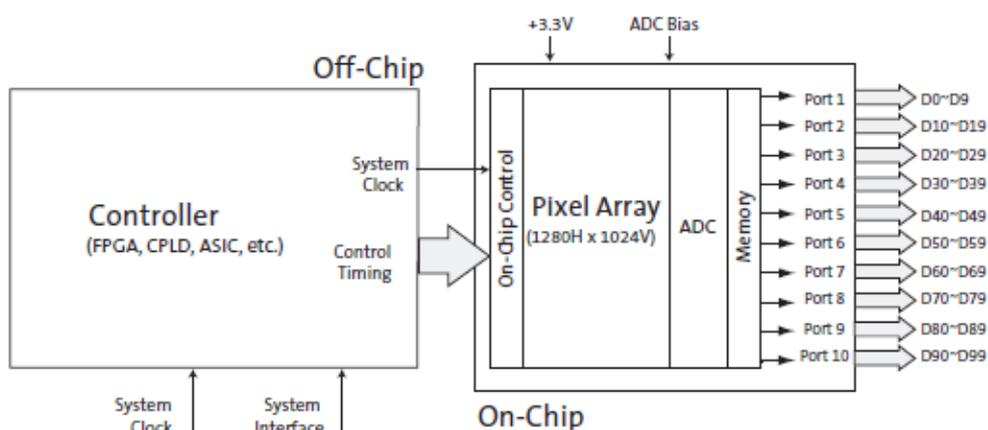
Array Format	1280H x 1024V (1,310,720 pixels) 5:4 aspect ratio
Pixel Size and Type	12.0 μm x 12.0 μm TrueSNAP™ (Shuttered-Node Active Pixel)
Sensor Imaging Area	H: 15.36 mm, V: 12.29 mm, Diagonal: 19.67 mm
Frame Rate	0-500+ fps @ (1280 x 1024) >10,000 fps with partial scan [e.g. 0-4000 fps @ (1280 x 128)]
Output Data Rate	660 Mbytes/sec. (master clock 66 MHz, ~500 fps)
Power Consumption	<500 mW @ 500 fps <150 mW @ 60 fps
Digital Responsivity	Monochrome: 1000 bits per lux-second @ 550 nm ADC reference @ 1V
Internal Intra-Scene Dynamic Range	59 dB
Supply Voltage	+3.3 V
Operating Temperature	-5°C to +60°C
Output	10-bit digital through 10 parallel ports
Color	Monochrome or color RGB
Shutter	Photobit® TrueSNAP™ freeze-frame electronic shutter
Shutter Efficiency	>99.9%
Shutter Exposure Time	10 μsec to greater than 33 msec
ADC	On-chip 10-bit column-parallel
Package	280-pin ceramic PGA or 208-pin CQFP
Programmable Controls	Open architecture On-chip: <ul style="list-style-type: none"> · ADC controls · Output multiplexing · ADC calibration Off-chip: <ul style="list-style-type: none"> · Window size and location · Frame rate and data rate · Shutter exposure time (integration time) · ADC reference

Fonte: PB-MV40 (2017)

A.3 O Chip Sensor MT9M413 da Aptina Imaging

O MT9M413 é um sensor de imagem digital CMOS de 1280H x 1024V (1,3 megapixel) capaz de operação de 500 quadros por segundo - fps (MT9M413, 2017). Seu obturador eletrônico TrueSNAP™ permite a exposição simultânea de toda a matriz de pixels, como mostrado na Figura A.5. Disponível em cores ou monocromático, o sensor possui conversores analógico-digitais de 10 bits (ADCs) on-chip, que são auto-calibrados e uma interface totalmente digital. A taxa de clock de entrada do chip é de 66 MHz a aproximadamente 500 fps, proporcionando compatibilidade com muitos componentes de interface disponíveis na prateleira.

Figura A.5 – Câmera usando o sensor de imagem CMOS MT9M413.



Fonte: MT9M413 (2017)

O sensor tem dez (10) portas de saída digitais de 10 bits de largura. O projeto de arquitetura aberta fornece acesso às operações internas e o controle de leitura de pixel e tempo do ADC é integrado no chip. A 60 fps, o sensor dissipa menos de 150mW, e a 500 fps inferior a 500mW, operando em uma fonte de 3.3V. O tamanho do pixel é de 12 microns quadrados e a responsividade digital é 1600 LSB por lux-segundo.

PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS EDITADAS PELO INPE

Teses e Dissertações (TDI)

Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

Manuais Técnicos (MAN)

São publicações de caráter técnico que incluem normas, procedimentos, instruções e orientações.

Notas Técnico-Científicas (NTC)

Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, descrição e ou documentação de programa de computador, descrição de sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados, atlas, e documentação de projetos de engenharia.

Relatórios de Pesquisa (RPQ)

Reportam resultados ou progressos de pesquisas tanto de natureza técnica quanto científica, cujo nível seja compatível com o de uma publicação em periódico nacional ou internacional.

Propostas e Relatórios de Projetos (PRP)

São propostas de projetos técnico-científicos e relatórios de acompanhamento de projetos, atividades e convênios.

Publicações Didáticas (PUD)

Incluem apostilas, notas de aula e manuais didáticos.

Publicações Seriadas

São os seriados técnico-científicos: boletins, periódicos, anuários e anais de eventos (simpósios e congressos). Constam destas publicações o Internacional Standard Serial Number (ISSN), que é um código único e definitivo para identificação de títulos de seriados.

Programas de Computador (PDC)

São as sequências de instruções ou códigos, expressos em uma linguagem de programação compilada ou interpretada, a ser executada por um computador para alcançar um determinado objetivo. São aceitos tanto programas fonte quanto executáveis.

Pré-publicações (PRE)

Todos os artigos publicados em periódicos, anais e como capítulos de livros.