

Projeto Conceitual da Missão PIMSat (*Pluviometric Index Monitoring Satellite*)

Jéssica Azevedo¹, Thais Cardoso Franco¹, Breno Cruciolli¹, Fabrício Porto¹, Antonio Vinicius Diniz Merladet¹, João Cláudio Seffrin Filho¹, Willer Gomes dos Santos¹, Pedro de Albuquerque¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brazil

Resumo – O risco associado às chuvas é um dos maiores contribuintes de desastres naturais no Brasil devido as dimensões continentais que permitem uma gama de variações climáticas no território. O CEMADEN (Centro Nacional de Monitoramento e Alertas de Desastres Naturais) utiliza como parte da estratégia criada para o monitoramento desses desastres no país, uma rede de PCDs (Plataformas de Coleta de Dados), instaladas nas áreas de riscos de vários municípios, que coleta os dados pluviométricos e transmite via sistema de telefonia celular GSM/GSK. Visto que a transmissão de dados no sistema atual apresenta falhas em condições de chuvas intensas, este trabalho descreve o projeto conceitual do desenvolvimento de uma solução satelital de baixo custo, para se tornar o principal meio de transmissão de dados, ou como um sistema complementar de apoio a outras Agências e Institutos, como a ANA (Agência Nacional de Águas) e o INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais).

Palavras-Chave – CEMADEN, CubeSat, PCDs.

I. INTRODUÇÃO

Para o desenvolvimento do projeto conceitual proposto no curso AB-273 do ITA (Instituto Tecnológico de Aeronáutica), Projeto Conceitual de Sistemas Espaciais, utilizou-se o ciclo SMAD (*Space Mission Analysis and Design*) para a avaliação de uma solução satelital que integra todo o território brasileiro a fim de solucionar o problema exposto pelo CEMADEN.

Com o intuito de restringir os dados de pesquisa e limitar os parâmetros das simulações, este trabalho estabelece as regiões Sul e Nordeste como áreas extremas a serem cobertas pelo mesmo sistema espacial. Assim, desenvolveu-se uma metodologia para o estudo e compreensão dos desastres naturais e suas ocorrências, apresentando um quadro geral para apoiar as decisões de configuração previstas nas etapas de desenvolvimento.

Após essa etapa inicial de manipulação de dados e definição de parâmetros, utilizou-se o software de simulação e análise STK (*System Tool Kit*) para o dimensionamento da constelação proposta, no qual utiliza padrões e cálculos aceitos na indústria e oferece oportunidade para observar soluções já propostas e utilizadas no mundo.

O projeto dos subsistemas que compõe cada satélite é realizado em sequência com o apoio de planilhas e matérias necessárias para a definição dos componentes, e no final formam a primeira proposta de solução física que atende a todos os requisitos de projeto.

Os tópicos a seguir apresentam cada etapa executada ao longo do curso que resulta no projeto conceitual da Missão PIMSat.

II. PESQUISA DE DADOS

A **Pesquisa de Dados** iniciou com o entendimento dos registros de desastres e sua correlação com outros índices. Inicialmente foram apurados os dados da base do S2ID (Sistema Integrado de Informações sobre Desastres) [1].

Esta base possui séries acumuladas de janeiro de 2003 a julho de 2019 da ocorrência de desastres de todas as regiões do Brasil.

Foram também avaliados dados de índice pluviométrico em todo o território nacional, com foco preferencial nas duas regiões de interesse. Estes dados foram obtidos junto a ANA [2], seguindo a metodologia estado, município. Em consulta ao CEMADEN, foram localizadas as PCDs por município e localização geográfica de coordenadas [3]. No mesmo site o mapa interativo da Rede Observacional para Monitoramento de Risco de Desastres Naturais do CEMADEN [4] forneceu detalhes da distribuição dos equipamentos e estações, permitindo uma visão abrangente da Rede Observacional.

Como as PCDs se encontram conectadas via telefonia celular, os dados sobre as ERBs (Estações Rádio Base) foram obtidos junto ao site da ANATEL (Agência Nacional de Telecomunicações) [5].

Para a **Triagem dos Dados** de interesse o enfoque se deu em desastres que tivessem conexão com altos índices pluviométricos.

A partir da instrução COBRADE (Classificação e Codificação Brasileira de Desastres) [1], e de exemplos utilizados pela Defesa Civil dos estados da federação [6], foram selecionados os códigos que indicariam incidência de índices pluviométricos responsáveis por desastres, classificados em: desastre, danos, danos superáveis e suportáveis, Situação de Emergência (SE) e Estado de Calamidade Pública (ECP). A partir dos incidentes SE e ECP obteve-se o valor das verbas emergenciais liberadas mediante reconhecimento federal.

A TABELA I mostra a aplicação dos filtros e as amostras definidas para análise.

TABELA I. SELEÇÃO DE CASOS DE DESASTRES PARA ANÁLISE

Região	Quantidade Total de Ocorrências	Ocorrências nos 7 Códigos de Status Reconhecido	Acima de 20% da População e de R\$200K para Sul e R\$100K para NE em Danos
Sul	4059	1519	390
Nordeste	13517	214	66
TOTAL	17576	1733	456

A partir dessas ocorrências foram selecionados cinco indicadores para iniciar o **Cruzamento de Dados**: Índice

Pluviométrico Mensal por Estado, Cobertura CEMADEN em Coordenadas Geográficas, Desastres Naturais por Município, Impacto Populacional e Impacto em Danos.

Os gráficos desses indicadores foram sobrepostos para se obter uma visão cruzada dos dados. O grupo analisou todos os estados das regiões Sul e Nordeste para a compreensão do regime de chuvas e sua intersecção com as PCDs.

A **Análise dos Dados** partiu da necessidade do CEMADEN em coletar dados a cada 10 minutos durante o período de chuva, e a cada 60 minutos na ausência de chuva.

Para que a solução satelital atendesse aos tempos solicitados, calculou-se um tempo de revisita médio para cada região, com base no intervalo de 50 minutos, referente a diferença entre os tempos de coleta de dados. Considerou-se a frequência relativa calculada sobre a frequência de ocorrências por índice pluviométrico, apenas nas localidades cobertas pelo CEMADEN.

Para a Região Nordeste, com 39 localidades cobertas, o tempo máximo estimado é de 50 minutos menos a frequência relativa, e o tempo mínimo são 10 minutos mais o tempo máximo dividido por dois. Como resultado, os valores estimados de tempo máximo e tempo mínimo de revisita são 48,72 e 21,02 minutos respectivamente. Para a Região Sul, com 71 localidades cobertas, obteve-se os valores estimados de tempo máximo e mínimo de revisita de 49,29 e 24,01 minutos respectivamente.

Estes tempos estimados serviram para balizar os cálculos que serão utilizados nos estudos das constelações.

III. PROCESSO SMAD

A análise de solução de Sistemas Espaciais representa um conjunto de decisões interdependentes que requer vários *loops*, e o ciclo SMAD (*Space Mission Analysis and Design*) estabelece, em resumo, quatro principais passos [7] para a análise desse tipo de solução:

- Definir os Objetivos e Restrições.
- Definir os Conceitos Alternativos de Missão.
- Avaliar Conceitos Alternativos de Missão.
- Definir/Alocar Requisitos de Sistema.

De posse e análise de todos os dados gerais, o desenvolvimento do projeto que partiu do SMAD [7], estruturou as etapas a seguir que compõe a Arquitetura de Missão Espacial [8].

A. Declaração da Missão

As necessidades da missão são independentes de qualquer sistema ou solução tecnológica específica [9]. Sendo assim, a missão declarada para este projeto descende da missão do CEMADEN e foi escrita como: “A Missão PIMSat busca prover uma solução espacial de um sistema de coleta e transmissão de dados gerados a partir de plataformas de coleta de dados terrestres conforme as necessidades do CEMADEN”.

B. Requisitos e Restrições

Os Requisitos e Restrições foram definidos em alto nível para transcrever as necessidades do CEMADEN de forma a delinear melhor a missão declarada. Os Requisitos de Missão apresentados a seguir são os que impactam diretamente nas análises abordadas neste artigo.

1. A Missão PIMSat deve coletar dados das plataformas terrestres (PCDs) do CEMADEN.
2. A Missão PIMSat deve visitar os locais de coleta a cada 60 min (limite), 24 min para a região Sul, 21 min para o Nordeste e transmitir para o solo.
3. A Missão PIMSat deve ter duração de no mínimo 2 anos.
4. A Missão PIMSat deve garantir o decaimento dos satélites em até 25 anos.

As restrições a seguir foram incorporadas na concepção dos Requisitos de Missão:

- O projeto deve apresentar o menor custo possível, mantendo um nível de confiabilidade acima de 98%;
- A vida útil prevista é de dois anos;
- Os componentes do satélite devem ser buscados no mercado mantendo a premissa de confiabilidade;
- A infraestrutura terrestre deve ser mantida e não fará parte do escopo deste trabalho;
- O descarte do satélite deverá seguir o código de conduta europeu;
- As limitações de custo e operação deverão ser posteriormente negociadas com o CEMADEN.

C. Objetivos Primários e Secundários

Com a Declaração da Missão e os Requisitos e Restrições já definidos, segue a explanação dos objetivos para a Missão PIMSat:

Objetivo Primário 1: Garantir disponibilidade do serviço de coleta de dados ambientais de plataformas em solo para monitoramento e alerta de desastres naturais.

Com o problema apresentado de falhas de transmissão dos dados em momentos críticos de chuva, esse objetivo foi elencado como o *driver* da missão PIMSat, devido à importância dada a disponibilidade dos dados para que o usuário final execute tomadas de decisões mais rápidas.

Objetivo Secundário 1: Desenvolver uma missão espacial alinhada ao escopo proposto pelo CEMADEN.

A proposta a ser executada neste objetivo visa a atender claramente ao usuário final, ou nosso principal stakeholder.

Objetivo Secundário 2: Gerar demandas tecnológicas para desenvolvimento da indústria nacional e pesquisas científicas.

Fazer parcerias com a indústria nacional, prover o desenvolvimento econômico e capacitação de pessoal em vários níveis dentro do processo, promover a empresa e gerar novos cargos. A abordagem do problema em academias e institutos geram pesquisas científicas que são consideradas parte do desenvolvimento e levam novos avanços tecnológicos para a indústria nacional, movendo esse ciclo.

D. Arquitetura Espacial Proposta

Para atender os requisitos e restrições levantados para este projeto, foi proposta uma arquitetura espacial baseada em nanosatélites padrão CubeSat, utilizando equipamentos COTS (*Commercial Off-The-Shelf*).

Optou-se para uma primeira abordagem, a configuração de CubeSat 6U para atender as necessidades do CEMADEN. A carga-útil será um transponder de coleta de dados desenvolvido pelo INPE de Natal/RN, utilizado no Projeto ITASAT.

E. Conceito de operações

Para a elaboração do Conceito de Operações, utilizado para traduzir as expectativas dos *stakeholders* em Requisitos de Sistemas, primeiramente delimita-se a fronteira do sistema de interesse a partir dos requisitos [10]. Assim, foi identificado o cenário mais comum de utilização do sistema, excluindo os cenários inesperados ou de operação do sistema em modo degradado. A Fig.1 ilustra esta etapa.

O Sistema de interesse engloba as **PCDs** que precisam ser modificadas para enviar as informações para os satélites, o **Segmento Lançador** que é o veículo responsável por orbitalizar a constelação, os **Elementos de Operação da Missão** que são necessários para o controle do veículo lançador e definição dos comandos para o elemento espacial e quais informações devem ser obtidas dele, o **Satélite** que é o elemento que vai orbitar a Terra para coletar e transmitir os dados das PCDs, e o **Segmento de Solo** que é responsável pela comunicação entre o satélite e os Elementos de Operação da Missão.

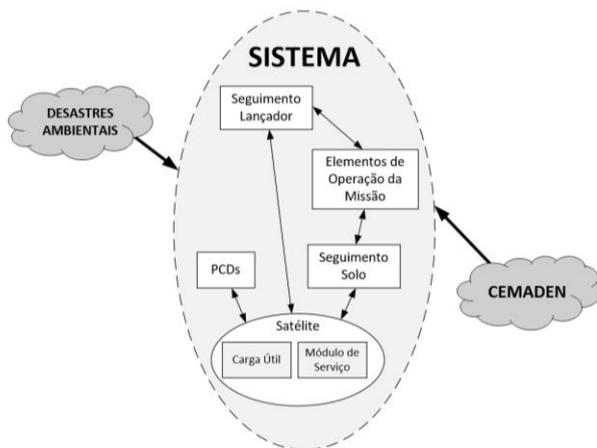


Fig. 1. Fronteira do Sistema.

E.1. CENÁRIO “As Is”

O sistema vigente do CEMADEN é ilustrado na Fig.2 em um diagrama “As Is”. O tráfego de informação é realizado pelas ERBs que conectam as PCDs pelo sistema de telefonia móvel. Os dados passam pelos servidores da operadora do serviço de internet, que envia para o CEMADEN.



Fig. 2. Diagrama “As Is” do sistema atualmente.

Se necessário, o CEMADEN emite um alerta para o CENAD (Centro Nacional de Gerenciamento de Riscos e Desastres), que comunica a Defesa Civil Nacional ou algum outro órgão responsável por atuar junto a sociedade para que a emergência ambiental não se torne um desastre [11].

O problema presente nesse sistema é a instabilidade de comunicação da rede devido às interferências no sinal em situações de chuvas e tempestades, cujo período é exatamente o principal a ser monitorado pelas PCDs, e as informações precisam ser transmitidas ao CEMADEN no menor espaço de tempo possível.

E.2. CENÁRIO “To Be”

Com a solução espacial, o problema é reduzido a níveis aceitáveis pois a comunicação entre a PCD e o satélite se dá por sinal VHF ou UHF.

O cenário “To Be” ilustrado na Fig. 3 representa uma configuração 1 para o sistema. Neste cenário, todas as PCDs das regiões de interesse enviam dados para o satélite em VHF ou UHF, e o satélite utiliza a Banda-S para enviar esses dados para o solo. As estações previstas nesse caso pertencem ao INPE, e estão localizadas em Santa Maria, Cuiabá e Natal. Quando o dado chega no solo, ele é encaminhado via internet para o CEMADEN e a partir daí segue o curso normal.

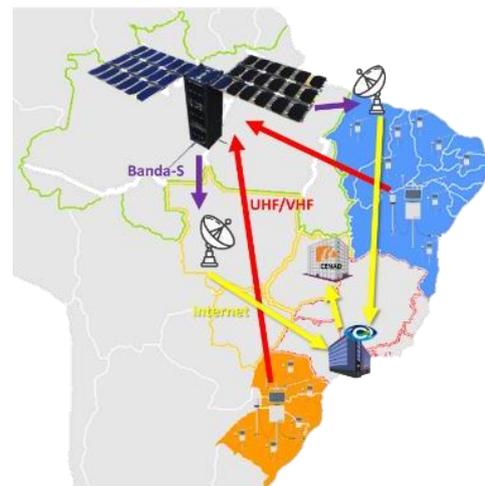


Fig. 3. Cenário “To Be”: Configuração 1.

O segundo cenário “To Be” ilustrado na Fig. 4 representa uma configuração 2.



Fig. 4. Cenário “To Be”: Configuração 2.

O que diferencia este cenário do primeiro é que somente algumas PCDs enviam os dados para o satélite. Essas PCDs foram selecionadas onde há áreas com maior índice pluviométrico e com densidade populacional significativa. O restante das PCDs se comunica como é atualmente, via dados de celular pelas torres de telefonia móvel.

IV. PROJETO DA CONSTELAÇÃO

Os tópicos a seguir apresentam os resultados do processo de escolha da constelação ideal para a missão PIMSat a partir da escolha de altitude, inclinação e número de satélites e planos que atendam às restrições impostas pelo projeto proposto e legislações internacionais.

A. Restrições

A escolha da constelação que atenda a missão PIMSat deve seguir as seguintes restrições:

- Os satélites devem reentrar na atmosfera em até 25 anos após o lançamento;
- O tempo mínimo de missão são 2 anos;
- O tempo máximo de revista da constelação deve ser de 60 minutos;
- O tempo médio de revisita para a região Sul deve ser de 24 minutos;
- O tempo médio de revisita para a região Nordeste deve ser de 21 minutos.

B. Tempo de Vida

Como a missão PIMSat considera CubeSats 6U com aproximadamente 6,5 Kg cada, mantem-se a situação dinâmica de equilíbrio na face com área de seção transversal em duas possibilidades: 0,03 m² e 0,06 m² dependendo da atitude do satélite escolhida em órbita, então tem-se dois coeficientes balísticos possíveis, com aproximadamente 100 kg/m² e 50 kg/m², respectivamente [8].

Visto que o ciclo solar atual está entre o mínimo, 2020, e o máximo, 2025/2026 equivalente à intensidade solar média, e que irá permanecer assim nos próximos anos, é possível criar uma análise conservativa na qual utiliza-se a Intensidade Solar Média para obtenção de ao menos 2 anos em órbita, e a Intensidade Solar Mínima para garantir o decaimento até 25 anos.

Logo, a expectativa de vida em órbita com variação de altitude e de intensidade solar, é possível isolar a região de interesse para a missão: Acima de 2 anos em órbita e o decaimento em até 25 anos, obtendo-se assim o intervalo de altitudes possíveis entre 420 e 500 km.

C. Estratégia de Simulação

A simulação em software foi iniciada com um satélite, variando a inclinação da órbita de 7° a 90° e a altitude de 420 a 500 km, para cada região separadamente.

Foi então constatada que a inclinação ideal para o Nordeste é de 7° e para o Sul, 30°. Já a altitude, 500 Km para ambas regiões.

Posteriormente foi realizado o procedimento apresentado na Fig. 5 para as duas inclinações separadamente, sendo possível obter uma constelação final.

Desprezou-se o estudo de um satélite por plano devido à alta probabilidade de falha no sistema em decorrência da perda de um satélite.

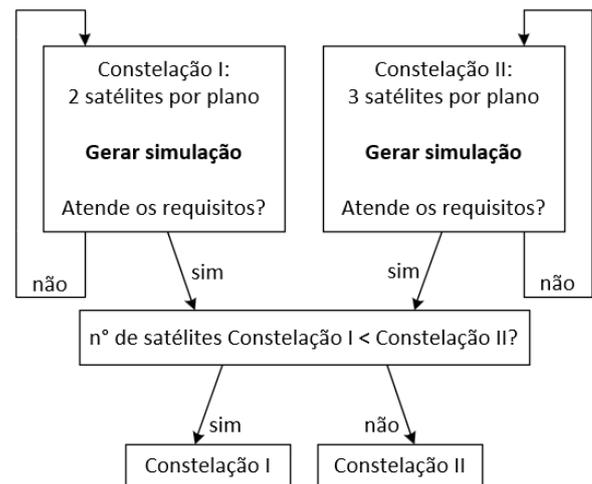


Fig. 5. Procedimento de escolha da constelação.

D. Configuração Final

Uma constelação *Walker* é caracterizada por órbitas circulares que possuem o mesmo período e inclinação, e os nodos ascendentes dos planos são espaçados igualmente em uma faixa de ascensões retas (RAAN). Na configuração *Delta*, os planos de órbita são distribuídos uniformemente ao longo de um intervalo de 360 graus de ascensão reta [8].

A configuração de constelação proposta utiliza 27 satélites, todos a 500 km de altitude em configuração *WalkerDelta*. Portanto, temos 9 satélites a 7°, distribuídos em 3 planos, que atendem a região Nordeste, e 18 satélites a 30°, distribuídos em 9 planos distintos, que atendem a região Sul e parcialmente a região Nordeste.

E. Resultados e Perdas

Na TABELA II são apresentados os resultados obtidos para cada região após a simulação utilizando 27 satélites.

TABELA II. RESULTADOS OBTIDOS PARA A REGIÃO SUL E NORDESTE		
Parâmetros	Sul	Nordeste
Tempo máximo de revisita [min]	29,4	34,6
Tempo médio de revisita [min]	19,6	14,0
Quantidade mínima de acessos por dia	31,8	38,7
Duração média dos acessos [s]	171,4	162
Percentual de tempo de cobertura [%]	12,6	16,6
Mínimo tempo de cobertura [s]	89,6	116

A TABELA III apresenta os resultados para os pontos críticos estabelecidos para o Nordeste e para o Sul, e suas respectivas estações de Solo que serão utilizadas para transmissão de dados via satélite.

Verifica-se que todas as cidades críticas e estações apresentam tempo de revisita menor do que o máximo considerado (60 minutos), e do que os tempos mínimos calculados (24 minutos para o Nordeste e 21 minutos para o Sul). Logo, os resultados obtidos satisfazem as condições de contorno e restrições estabelecidas.

TABELA III. RESULTADOS PARA PONTOS CRÍTICOS E ESTAÇÕES DE SOLO

Local	Cidades	Tempo de Revisita [min]	Tempo de Cobertura [h]
Nordeste	Arari	11,35	4,56
	Maceió	17,40	3,05
	Parnaíba	11,37	4,55
	Barreiros	15,96	3,38
	Boa Vista do Gurupi	10,47	4,43
Sul	Brusque	17,85	3,28
	Tubarão	18,82	3,16
	Itaqui	20,05	2,77
	Querência do Norte	16,35	3,26
	São Jerônimo	20,05	2,76
Estações	Natal	20,15	2,99
	Santa Maria	13,39	4,11

Uma simulação com 25 satélites obteve os seguintes tempos de cobertura para ambas as regiões: Tempo máximo de revisita para o Nordeste de 58,4 minutos, e para o Sul de 50,8 minutos; Tempo médio de revisita para o Nordeste de 15,6 minutos, e para o Sul de 21 minutos.

Portanto, pode-se considerar a possibilidade de perda de dois satélites, um em cada inclinação, sem comprometer as restrições estipuladas para a Missão.

V. PROJETO DOS SUBSISTEMAS

Neste trabalho projetou-se inicialmente o Subsistema de Fornecimento de Potência Elétrica, o Subsistema de Controle de Atitude e Órbita e o Subsistema de Telemetria, Rastreamento e Comando, apresentados a seguir, para o compor a primeira solução de concepção física para CubeSat 6U proposto.

A. Subsistema de Fornecimento de Potência Elétrica

A escolha inicial dos principais componentes do satélite e da carga útil necessária para cumprimento da missão está na TABELA IV. São apresentados o consumo de corrente e potência de cada um, conforme disponibilizados nas especificações técnicas de cada fabricante, e os valores totais de consumo OAP (*Orbit Average Power*).

O cálculo da potência gerada pelas células solares instaladas nas faces do satélite considera que toda a energia consumida no satélite tem que ser gerada durante o dia, com Fluxo Solar de 1368 W/m^2 ; a eficiência das células solares consideradas para o projeto é de 30% [24]; o percentual da área útil do painel recomendada é de 0,77; o ângulo de incidência solar é de 23,5 graus (pior caso); a área sem cobertura de painel solar equivalente a uma face de cubo; a degradação das células solares é de 0,5% ao ano; e o percentual de iluminação solar será considerado como 25%.

Como resultado tem-se que a Potência de Final Vida do conjunto de células solares é de $286,91 \text{ W/m}^2$, resultando na Potência gerada pelas células instaladas nas faces do satélite de 15,06 W.

Foi simulada a geração de energia ao longo de um dia, considerando o consumo total. Tendo como base as características da bateria escolhida, a geração de potência no pior dia e o consumo ao longo de 24h, foi possível traçar a dinâmica da bateria, conforme Fig. 6.

TABELA IV. CÁLCULO DA NECESSIDADE MÉDIA DE ENERGIA

Fornecedor	Pico de Corrente [mA]	Potência	
		Pico [W]	OAP [W]
NanoMind - A3200 – GOMSPACE [12]	-	0,90	0,90
NanoDock ADCS-6 – GOMSPACE [13]	-	-	-
TRXUV – ISIS [14]	55,81	0,48	0,48
TRXUV – ISIS	465,12	4,00	0,20
IMTQ – ISIS (2x Rods)	0,80	4,00	0,20
IMTQ – ISIS (1x Air Coil)	1,14	5,70	0,29
IMTQ – ISIS [15]	-	0,10	0,01
NanoTorque GSW-600 – GomSpace [16]	2.000,0	10,00	1,20
nanoSSOC-D60 – SOLARMENS [17]	23,00	0,08	0,08
MPU3300 – IvenSense [18]	36,00	0,12	0,12
HMC5843 – Honeywell [19]	9,00	0,03	0,03
NSS GPS RECEIVER – NewSpace [20]	200,00	1,00	1,00
PCDU - 3rd Gen EPS Range – CLYDESPACE [21]	-	0,13	0,13
80 Wh Standalone – CLYDESPACE [22]	-	0,88	0,88
AEB/INPE	632,00	4,30	0,22
ISIS S-Band Transmitter – ISIS [23]	-	4,00	0,20
TOTAL	3.422,87	35,71	5,92

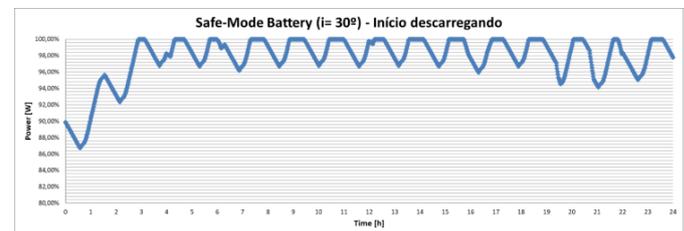


Fig. 6. Órbita 500 km e 30 graus de inclinação: Picos carga e descarga.

Considerando o consumo de todos os equipamentos, e a potência gerada, obtém-se uma sobra de 8,96 Wh da energia gerada pelas células solares, fazendo-se necessário apenas painéis solares fixos nas faces do satélite, pois a energia média consumida no período de penumbra poderá ser recarregada no período diurno.

B. Subsistema de Controle de Atitude e Órbita

O projeto do subsistema de Controle de Atitude e Órbita implica na definição dos sensores e atuadores responsáveis por determinar e controlar a atitude do satélite. Com base na missão estabelecida, utilizou-se a planilha de cálculos do CPRIME [25][26] para definir o projeto desse subsistema. Como resultado, foram obtidas as seguintes especificações:

- Torque da Roda de Reação de $2,060 \times 10^{-5} \text{ Nm}$,
- Momento armazenado pela Roda de Reação de 0,0036 Nms,
- Torque do Dipolo Magnético de $0,3 \text{ A.m}^2$.

Os atuadores escolhidos são a *MagneTorQuer Board* (iMTQ), e a *Nano Torque GSW-600*.

C. Subsistema de Telemetria, Rastreamento e Comando

A relação entre o sinal emitido e o ruído no sistema, conhecida como Relação Sinal-Ruído, foi obtida utilizando a

planilha SMAD, utilizando dados de entrada do satélite ITASAT e da Estação Solo localizada no ITA.

Na análise foi possível identificar a *uplink* dos dados para o satélite, como comandos e dados de PCDs. Para essa comunicação foi utilizada a frequência VHF, e a Relação Sinal-Ruído possui uma margem de 53,03 dB.

Para o *downlink* os dados de missão e saúde do satélite foi utilizada a frequência de UHF. Nesse link a Relação Sinal-Ruído está com uma margem um pouco menor, em torno de 14,58 dB.

Para o *downlink* dos dados de carga útil, os dados oriundos das PCDs são tratados no satélite e enviados para solo pelo transponder de coleta de dados. Nesse link a Relação Sinal-Ruído possui margem de 10,94 dB.

D. Configuração do CubeSat para a Missão PIMSat

O modelo desenhado em software CAD da Fig. 7 foi baseado na configuração 6U para CubeSats, e informações técnicas dos *datasheets* dos equipamentos apresentados na TABELA IV.

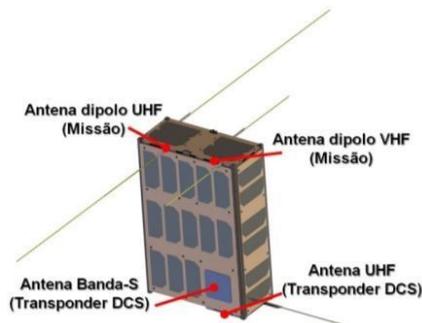


Fig. 7. Disposição das antenas no CubeSat.

Este modelo tem por objetivo apresentar uma primeira visão tridimensional do elemento satelital da solução proposta, onde pode-se observar o formato do CubeSat, a disposição das células solares, e a localização das antenas de comunicação VHF, UHF e Banda-S.

VI. OBSERVAÇÕES FINAIS

A utilização de Sistemas Espaciais para solucionar problemas que exigem uma larga infraestrutura terrestre tem sido uma estratégia posta em prática desde o amadurecimento deste tipo de solução. O novo componente nesta equação são os CubeSats, que com sua flexibilidade e rapidez de construção, e baixo custo de lançamento e operação, estão transformando a indústria. Este novo elemento permitiu acesso a incontáveis novos *players*. No presente trabalho buscou-se mapear e entender como os desastres influenciaram as regiões em estudo. Este entendimento e seus desdobramentos impactaram nas propostas de órbitas e constelações, tendo por base os limites de tempo de revisita e visada. A solução para o problema apresentado possui limitações típicas de um primeiro estudo sobre o assunto. Constitui por isto mesma fonte de melhorias que surgem a partir do refinamento a ser desenvolvido em estudos futuros. A solução ótima ou otimizada requer aprofundamento na definição dos requisitos por parte dos stakeholders e a subsequente avaliação do alinhamento das possibilidades embutidas nas soluções propostas. Desta forma este trabalho não cobre todas as particularidades que um problema

complexo desta natureza impõe, mas estabelece as bases para o projeto completo do satélite básico e da constelação necessária para atender ao CEMADEN e, possivelmente, outros órgãos governamentais associados às necessidades de monitoramento climático.

REFERÊNCIAS

- [1] Ministério do Desenvolvimento Regional COBRADE - Classificação e Codificação Brasileira de Desastres. Online em: http://www.mi.gov.br/images/stories/ArquivosDefesaCivil/ArquivosPDF/legislacao/Anexo-V---Cobrade_com-simbologia.pdf, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [2] Agência Nacional de Águas, Sistema Nacional de Informações sobre Recursos Hídricos. Online em: http://portal1.snirh.gov.br/ana/apps/webappviewer/index.html?id=da8c9edf9180468_2b269e9d631117619, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [3] Centro Nacional de Monitoramento e Alertas de Desastres Naturais (CEMADEN); Municípios Monitorados. Online em: <https://www.cemaden.gov.br/municipios-monitorados-2/>, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [4] Centro Nacional de Monitoramento e Alertas de Desastres Naturais (CEMADEN); Mapa Interativo da Rede Observacional para Monitoramento de Riscos de Desastres Naturais do CEMADEN. Online em: <http://www.cemaden.gov.br/mapainterativo/>, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [5] ANATEL – Agência Nacional de Telecomunicações, Relatório das Estações por Localidade, 2019.
- [6] Defesa Civil RS, Instrução Normativa de 24/08/2012 - Curso de Capacitação dos Gestores de Defesa Civil para uso do Sistema Integrado de Informações sobre Desastres (S2iD).
- [7] Wertz, J.R., Everet, D.F., Puschell, J.J. Space Mission Engineering: The New SMAD. Hawthorne: Microcosm Press, 2011.
- [8] Santos, Willer G., Albuquerque, Pedro Kukulka, AB-273 - Projeto Conceitual de Sistemas Espaciais, Notas de Aula, ITA, São José dos Campos, 2019.
- [9] Hirshorn, Steven R., Voss, Linda D. e Bromley, Linda K. "NASA system engineering handbook". 2.ed. Washington (2016) 297 p.
- [10] Larson, W. J. et al. Applied Space Systems Engineering: Space Technology Series. Boston: McGraw-Hill Education, 2009. 920 p.
- [11] CEMADEN. O Alerta. CEMADEN: cemaden.gov.br. Disponível em: <https://www.cemaden.gov.br/o-alerta/>, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [12] Datasheet: A3200 NanoMind, GomSpace A/S. 1 Jun 2018.
- [13] Datasheet: ADCS-6 NanoDock, GomSpace A/S. 9 Jan 2018.
- [14] TRXUV anonymized manual: ISIS.TRXUV.UM.001, ISIS - ISIS VHF / UHF Transceiver. Março 2012.
- [15] User Manual: ISIS.IMTQ.UM.001, ISIS S - Magnetorquer Board. Maio 2011.
- [16] Datasheet: GSW-600 NanoTorque, GomSpace A/S. 27 Set 2018.
- [17] Technical Specifications nanoSSOC-D60, Solar MEMS Technologies S.L. Maio 2016. Online em: www.solar-mems.com, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [18] Product Specification: MPU-3300, InvenSense. 2012. Online em: <https://www.invensense.com/>, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [19] Datasheet: HMC5843, Honeywell. Fev 2009. Online em: <https://aerospace.honeywell.com/en/learn/products/sensors/magneticsensors-and-transducers>, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [20] NewSpace Systems, NSS GPS RECEIVER. Online em: <http://www.newspacesystems.com/>, acessado em 27 de julho de 2019.
- [21] User Manual: USM-1335. 3rd Generation EPS Range - No Inhibits. AAC Clyde Space. 11 Out 2017.
- [22] Datasheet OPTIMUS, battery. AAC Clyde Space. 1 Ago 2019. Online em: <https://www.aac-clyde.space/>, acessado em 27 de novembro de 2019.
- [23] User Manual - ISIS.TXS.UM, ISIS S-Band Transmitter. Maio 2013.
- [24] Solar Panels Brochure, ISIS - Innovative Solutions In Space B.V.
- [25] Santos, W., Chagas, R.A.J., Descrição do Modelo da Disciplina Controle de Atitude e Órbita. CPRIME-DIDSE-INPE, 2018.
- [26] Santos, W., Chagas, R.A.J., CPRIME - AOCS Model - EP - LEO - 3AS - v8 - Model for the discipline of Attitude and Orbital Control System - Design of AOCS - Low Orbit, Earth Pointing Missions, Three-axis stabilized, Version 8, CPRIME-DIDSE-INPE, 22/09/2017.