CONSTELAÇÃO DE NANO SATÉLITES PARA COLETA DE DADOS AMBIENTAIS

CONASAT- 0

Documento de Especificação Preliminar

Fase B

Versão 01

CNS-SPC-SY-00-002-V01 **MAIO, 2014**

Registro de Propriedade do Documento

Autores	Organização	Data	Assinatura
Carlos Gomes Batista	INPE/CNPq	21/05/2014	
Daniela Brasil Silva	INPE/CNPq	21/05/2014	
Felipe Ferreira Moreira	INPE/CNPq	21/05/2014	
Hugo Natal	INPE/CNPq	21/05/2014	
Jeanne Samara dos Santos Lima	INPE/CNPq	21/05/2014	
Lúcio dos Santos Jotha	INPE/CNPq	21/05/2014	
Pedro Silva de Aquino	INPE/CRN	21/05/2014	

Revisão / Aprovação	Organização	Data	Assinatura
Manoel Jozeane Mafra de Carvalho	INPE/CRN	22/05/2014	

Histórico de Modificações

Edição	Revisão	Data	Modificações	Visto
01	00	21/05/2014	Versão inicial para a Revisão PDR	

ÍNDICE

LISTA DE FIGURAS **4**
LISTA DE TABELAS **4**
LISTA DE QUADROS **4**
1. INTRODUÇÃO **5**
1.1 O SISTEMA BRASILEIRO DE COLETA DE DADOS AMBIENTAIS - SBCDA 5
1.2 AS PLATAFORMAS DE COLETA DE DADOS - PCDS 6
2. O PROJETO CONASAT **7**
3. AS VERSÕES DO PROJETO CONASAT **8**
4. DESENVOLVIMENTO DA VERSÃO CONASAT- Ø **10**
5. ESTRUTURA FÍSICA **11**
5.1 VOLUME INTERNO DISPONÍVEL 11
5.2 ÁREA EXTERNA DISPONÍVEL PARA PAINÉIS SOLARES 12
6. ÓRBITA DO SATÉLITE **12**
7. DECAIMENTO DO SATÉLITE **14**
7.1 SIMULAÇÕES UTILIZANDO O SOFTWARE DAS 14
7.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS 16
7.3 CONCLUSÕES 18
8. ENERGIA ELÉTRICA **18**
8.1 AVALIAÇÃO DO CONSUMO ELÉTRICO 18
8.2 INFLUÊNCIAS DA VARIAÇÃO DA ÓRBITA NA GERAÇÃO DE ENERGIA 19
8.3 ANÁLISE DE CONSUMO E CARGA DAS BATERIAS 20
8.4 CONSIDERAÇÕES SOBRE AS CÉLULAS SOLARES 22
8.5 CONCLUSÕES 23
9. LINKS DE COMUNICAÇÃO **23**
9.1 UPLINK UHF DO TRANSPONDER 23
9.2 DOWNLINK BANDA-S DO TRANSPONDER 23
10. COMPOSIÇÃO FÍSICA DA PLATAFORMA CONASAT- Ø **24**
10.1 ESTRUTURA FÍSICA 24
10.2 SUBSISTEMA DE ENERGIA ELÉTRICA 27
10.2.1 Painéis solares GomSpace NanoPower Solar 100U *27*
10.2.2 Placa de Controle de Energia GomSpace NanoPower P31U-S *29*
10.2.3 Placa de Baterias Auxiliares GomSpace NanoPower BP-4 ..... *32*
10.3 SUBSISTEMA DE GESTÃO DE BORDO 32
10.3.1 Placa de Computador de Bordo ESL CubeComputer *33*
10.4 SUBSISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE 35
10.4.1 Placa de Processamento GomSpace NanoMind A712D *36*
10.4.2 Placa de Bobinas de Torque em 3 eixos ISIS MagneTorQuer (iMTQ) *38*
10.5 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA E TELECOMANDOS 39
10.5.1 Placa Transceptora VHF/UHF ISIS TRXUV VHF/UHF *39*
10.5.2 Sistema de Antenas Deployable ISIS para VHF e UHF *41*
10.6 CARGA ÚTIL 42
10.6.1 Placa de Front End do Transponder *42*
10.6.2 Placa do Processador Digital do Transponder *42*
10.6.3 Placa de Transmissão do Transponder *42*
10.6.4 Antenas Deployable ISIS UHF do Uplink do Transponder *42*
10.6.5 Antena Monopolo de Banda-S do Downlink do Transponder *42*
10.7 INTERLIGAÇÕES ENTRE OS COMPONENTES 43
10.8 DISTRIBUIÇÃO DOS COMPONENTES 43

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Representação do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais....5
Figura 2. Exemplos de PCDs: meteorológica, hidrológica e boia oceânica....6
Figura 3. Composição básica de uma PCD....7
Figura 4. Definição dos Requisitos da Missão do Projeto CONASAT....8
Figura 5. Versões dos satélites CONASAT....9
Figura 6: Empilhamento de placas eletrônicas do padrão CubeSat....11
Figura 7: Curvas de decaimento para a plataforma 3U....17
Figura 8. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 98° - beta 24°....21
Figura 9. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 98° - beta 37°....21
Figura 10: Padrão CubeSat 3U + Extra Volume....24
Figura 11: Padrão Dispositivo ejetor e CubeSat P-POD....24
Figura 12: Padrão CubeSat 3U+ Extra Volume....25
Figura 13: Padrão Dispositivo ejetor e CubeSat P-POD....25
Figura 14: Estrutura Física CubeSat 3U da ISIS montada....26
Figura 15: Elementos constituintes de uma Estrutura CubeSat 1U da ISIS....26
Figura 16: Etapas de montagem de uma Estrutura CubeSat 3U da ISIS....27
Figura 17: Painel Solar GomSpace NanoPower Solar 100U (modelos lateral e de topo)....28
Figura 18: Placa de Controle de Energia GomSpace NanoPower P31U-S....29
Figura 19: Diagrama em Blocos da Placa de Controle de Energia GomSpace NanoPower P31U-S....30
Figura 20: Placa de Baterias Auxiliares GomSpace NanoPower BP-4....32
Figura 21: Posicionamento da Placa de Baterias Auxiliares....32
Figura 22: Placa de Computador de Bordo ESL CubeComputer....33
Figura 23. Diagrama de blocos da Placa ECL CubeComputer....33
Figura 24: Placa de Processamento GomSpace NanoMind A712D....36
Figura 25. Diagrama de blocos da Placa NanoMind A712D....37
Figura 26: Placa de Bobinas de Torque em 3 eixos ISIS MagneTorQuer (iMTQ)....39
Figura 27: Placa Transceptora VHF/UHF ISIS TRXUV VHF/UHF....39
Figura 28: Placa Transceptora VHF/UHF ISIS TRXUV VHF/UHF....40
Figura 29: Sistema de Antenas Deployable ISIS para VHF e UHF....41
Figura 30: Sistema de Antenas Deployable ISIS para VHF e UHF....42
Figura 31: Interligação entre os componentes da plataforma CONASAT- Ø....43
Figura 32: Planilha para avaliação de centro de massa....44

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Avaliação de Massa....15
Tabela 2. Avaliação de Massa....16
Tabela 3. Condições de Decaimento....17
Tabela 4. Avaliação do Consumo Elétrico....18
Tabela 5. Produção de Energia Elétrica....19
Tabela 6. Resumo das potências médias geradas e consumidas....22
Tabela 7. Especificações principais do Sistema de Energia....31
Tabela 8. Características Gerais da Placa NanoMind A712D....38
Tabela 9. Especificações do Transceptor TRXUV_VARA VHF/UHF....40
Tabela 10. Especificações das Antenas *Deployable*....41

LISTA DE QUADROS

1. INTRODUÇÃO

1.1 O Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais - SBCDA

O Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCDA) foi concebido com o objetivo de prover o país com um sistema de coleta de dados por satélites para várias aplicações, como o monitoramento de bacias hidrológicas, previsão meteorológica e climática, estudo de correntes oceânicas e da química da atmosfera, controle da poluição, previsão para combate a catástrofes, avaliação do potencial de energias renováveis, como a eólica, a solar, além de fornecer dados ambientais para pesquisas científicas. A Figura 1 ilustra o fluxo de informações no sistema.

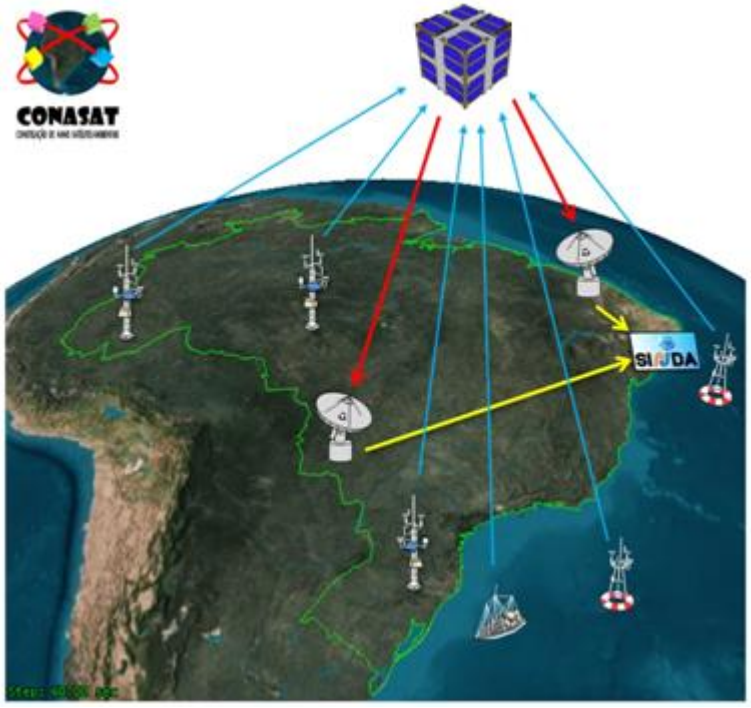


Figura 1. Representação do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais
Fonte: concepção própria

O SBCD é composto basicamente pelas Plataformas de Coleta de Dados Ambientais (PCDs), distribuídas ao longo do território nacional, além de plataformas marítimas. Cada PCD possui sensores adequados à sua aplicação específica (temperatura, umidade, vazão de rio, velocidade do vento, etc.). Os dados coletados e atualizados periodicamente são armazenados e transmitidos repetidamente a cada 200 segundos, em média, por um transmissor na frequência de 401,62 MHz. Esta repetição se torna necessária por garantia, pois a PCD não tem a capacidade de detectar se há algum satélite disponível para receber sua transmissão. Isto gera invariavelmente uma multiplicidade de recepções dos mesmos dados, o que é tratado nas estações receptoras.

O segmento espacial do SBCD é composto atualmente pelos satélites SCD1 e SCD2, lançados respectivamente em 1993 e 1998, em órbita circular a 750 km de altitude, em um plano orbital inclinado de 25° com relação ao equador. A cada passagem dos satélites são recebidas as transmissões provenientes das PCDs em sua visada, que são transladadas para a frequência de 2.267,52 MHz e retransmitidas de volta à terra para as estações receptoras.

A esta altitude cada satélite completa aproximadamente 14 voltas em torno da Terra a cada 24 horas. Para a inclinação adotada por suas órbitas temos em média uma sequência de 8 passagens de cada satélite com cobertura sobre o território nacional, a intervalos aproximados de 103 minutos, seguidos de 10 horas sem cobertura, correspondente às outras 6 passagens. A diferença entre as fases das órbitas dos 2 satélites procura fazer com que cada um supra os períodos sem cobertura do outro.

O segmento terrestre é composto pelas estações receptoras de Cuiabá (MT) e Alcântara (MA), encarregadas de rastrear os satélites, receber os dados por eles transmitidos e encaminhá-los para o Centro de Controle da Missão em Natal (RN), onde são tratados e armazenados para consulta pelos usuários finais do sistema.

1.2 As Plataformas de Coleta de Dados - PCDs

As PCDs representam os elementos iniciais do SBCDA, onde são geradas as informações que serão objeto de trabalho do sistema. São compostas basicamente de sensores adequados para a aplicação específica a que se destinam. A maior quantidade de plataformas atualmente existentes encontram-se no campo da hidrologia. A Figura 2 mostra exemplos de PCDs para algumas aplicações.

Figura 2. Exemplos de PCDs: meteorológica, hidrológica e boia oceânica
Fonte: INPE

A estrutura básica de uma PCD é mostrada na Figura 3. Os elementos iniciais são os sensores, cujos tipos e quantidade dependem das grandezas físicas que se deseja medir. Os sinais elétricos por esses produzidos são processados e armazenados pelo Datalogger. De acordo com uma programação prévia, estas informações são enviadas a intervalos regulares a um transmissor para serem transmitidas por uma antena a algum satélite que possa estar presente em seu raio de alcance. Todo o sistema é alimentado por baterias que são recarregadas durante o dia por meio de painéis solares.

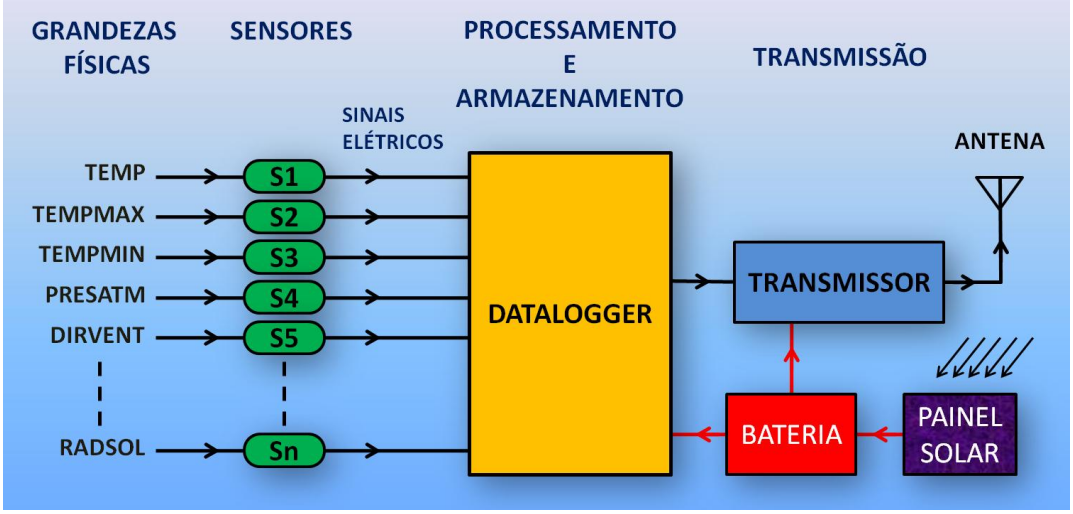


Figura 3. Composição básica de uma PCD
Fonte: concepção própria

2. O PROJETO CONASAT

No ano de 2010, o edital AEB/MCT/CNPq Nº 033/2010, que trata de "Formação, Qualificação e Capacitação de RH em Áreas Estratégicas do Setor Espacial", aprovou o projeto "Estudo de uma Missão Espacial para Coleta de Dados Ambientais baseada em Nano Satélites" [DR1]. Em dezembro de 2010 teve início o desenvolvimento do projeto, com a contratação dos bolsistas iniciais.

O objetivo principal do Projeto CONASAT é fornecer uma solução para garantir a continuidade do SBCDA por meio de uma constelação de nano satélites.

A carga útil dos satélites será o transponder DCS em desenvolvimento pelo INPE/CRN.

O projeto é desenvolvido em diversas fases:

Fase 0 - Análise da Missão
Fase A - Análise de Viabilidade
Fase B - Definição Preliminar do Projeto

Fase C - Definição Detalhada do Projeto

Fase D - Produção e Qualificação

Fase E - Operação

Fase F - Descarte

Durante a Fase 0 foram definidos os Requisitos da Missão, a serem cumpridos pela constelação, tomando como partida as 3 entradas representadas pelos Objetivos da Missão, Restrições da Missão e Requisitos do Usuários. (Figura 4).

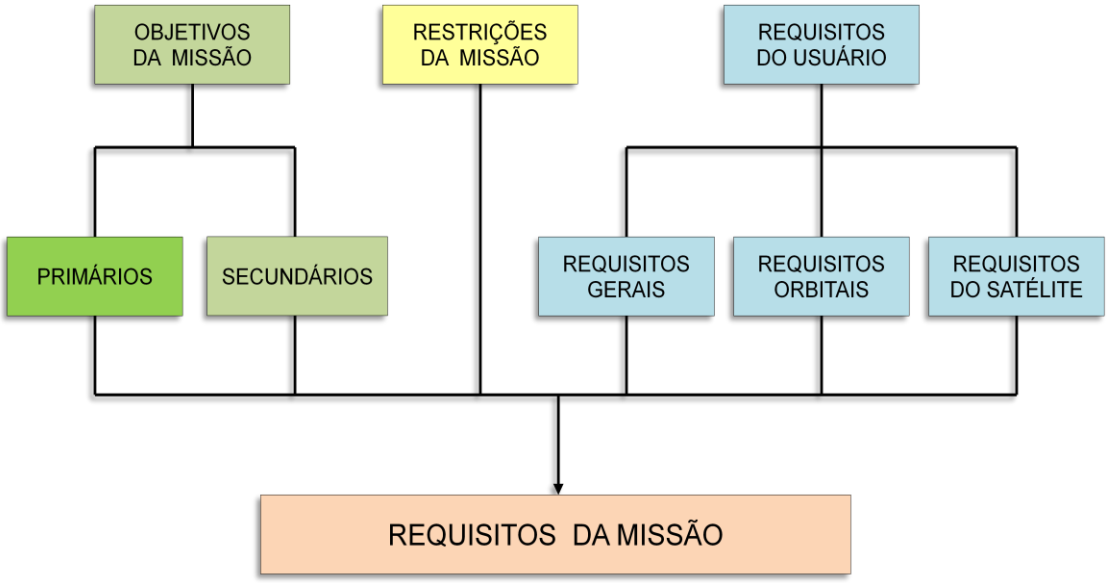


Figura 4. Definição dos Requisitos da Missão do Projeto CONASAT
Fonte : concepção própria

No decorrer das Fases A e B foram desenvolvidos estudos e especificações visando atender a tais requisitos, considerando a constelação em seu estado completo, cumprindo plenamente a missão. Alguns redirecionamentos foram dados, visando compatibilizar os requisitos com os custos e disponibilidades, gerando versões do projeto.

3. AS VERSÕES DO PROJETO CONASAT

Apesar do projeto CONASAT ser de uma constelação completa e todos os estudos terem sido feitos neste sentido, decidiu-se pela criação de versões de desenvolvimento gradativo, mostradas na Figura 5, em que cada uma servirá de laboratório para avaliação de desempenho para nortear o desenvolvimento da próxima.

Como já decidido, a estrutura de todas as versões deverá seguir o padrão CubeSat, devido à sua grande flexibilidade e disponibilidade de componentes comerciais para as primeiras versões, quando ainda não dispusermos de produtos próprios desenvolvidos.

Nesta Revisão PDR será apresentada a solução adotada para a versão CONASAT- Ø, capaz de ser viabilizada dentro do cenário atual e tendo como objetivo primordial promover a validação da carga útil desenvolvida no INPE/CRN.

Versão CONASAT →	Ø	1	2	3	4
Adota o padrão CubeSat					
Tamanho em U (unidades CubeSat)	3U	8U			
Possui caráter operacional					
Adota o conceito de redundância					
Analisa e trata os sinais a bordo					
Compatível com padrão ARGOS-3					
Utiliza link intersatélites					
Bandas de frequências dos links de telemetria e telecomando	U / V	S			
Tipo de antenas dos links de telemetria e telecomando	Depl.	Planar / Depl. (link auxiliar)			
Tipo da antena banda UHF do uplink da carga útil	Depl.	Planar		Multi-Foco	
Tipo da antena banda-S do downlink da carga útil	Mono.	Planar			

Figura 5. Versões dos satélites CONASAT
Fonte : concepção própria

A versão CONASAT- Ø será considerada a prova de conceito do projeto e sua principal missão será embarcar a carga útil (o transponder desenvolvido no INPE/CRN) para validar a sua operação. Para isso, será o mais simples possível e não possuirá caráter operacional, necessitando cumprir apenas poucos requisitos. Uma estrutura CubeSat de tamanho 3U é suficiente como plataforma. Os estudos de potência foram refeitos considerando-se a utilização de qualquer órbita disponível na ocasião prevista para o lançamento. Os links de telemetria e telecomando utilizarão as faixas de VHF e UHF com protocolo de comunicação AX-25, que contam com grande herança de operação dos satélites de radioamadorismo, além da disponibilidade de estações terrenas de baixo custo. Tanto os links de telemetria e telecomando, como o de subida da carga útil utilizarão antenas dipolo do tipo *"deployable*", disponíveis comercialmente.

A partir da versão CONASAT-1 o projeto assumirá o caráter operacional, passando a utilizar a estrutura de tamanho 8U, com implementação do conceito de redundância

para aumento da confiabilidade. A telemetria e o telecomando passarão a utilizar links na banda-S e o protocolo será o CCSDS, sendo utilizada a estrutura já existente no Centro de Rastreio e Controle do INPE. Os links em VHF e UHF permanecerão como auxiliares.

O link de subida da carga útil passará a ser feita por meio de antena planar em tecnologia microfita, em desenvolvimento no CRN.

Na versão CONASAT-2 será introduzido o processamento a bordo dos sinais recebidos pela carga útil, visando otimizar o tráfego de informações e melhoria de sua qualidade.

A versão CONASAT-3 terá como novidade a utilização de antenas de multi-foco, o que aumentará a capacidade de separação e a qualidade dos sinais recebidos de várias PCD's simultaneamente. Também será ampliada a faixa de entrada para acomodar novas aplicações compatíveis com o ARGOS-3.

Na versão CONASAT-4 serão introduzidos os links intersatélites com o objetivo de expandir a abrangência geográfica do sistema SBCDA.

4. DESENVOLVIMENTO DA VERSÃO CONASAT- Ø

Por se tratar da versão inicial do projeto, onde a missão é testar e validar a carga útil, o repertório de requisitos foi bastante reduzido, considerando-se tratar-se de um satélite único com uma missão bastante simples. Todos os requisitos levantados para o projeto continuam existindo, apesar de só poderem ser atendidos em versões posteriores. Com esta simplificação, a versão inicial do projeto passa a ter condições de ser viabilizado a curto prazo, considerando-se as restrições encontradas. Os requisitos básicos para esta versão são mostrados no Quadro 1.

Quadro 1. Requisitos para a versão CONASAT- Ø

Referência	Requisitos da Missão
CNS-RP-01	Órbita de baixa altitude (entre 400 e 1000 km)
CNS-RP-02	Descarte por meios naturais em 25 anos
CNS-RP-03	Adoção do padrão CubeSat
CNS-RP-04	O Transponder DCS será a carga útil
CNS-RP-05	Estações receptoras do DCS em Cuiabá e Alcântara
CNS-RP-06	Centro de Controle de Missão em Natal

Fonte : concepção própria

A seguir serão mostrados os estudos referentes aos parâmetros do projeto que sofreram alterações nesta versão simplificada 3U, com relação ao projeto inicial em plataforma 8U:

- Estrutura física da plataforma
- Órbita do satélite
- Decaimento do satélite
- Estudo de energia elétrica
- Estudo dos links de comunicação

Os demais estudos anteriormente apresentados em documentos continuam válidos para esta versão.

5. ESTRUTURA FÍSICA

A principal razão que levou à adoção do padrão CubeSat foi a simplicidade operacional proporcionada pela padronização da mesma, o que propiciou a grande oferta de componentes compatíveis com o padrão. Outra grande vantagem é a existência do dispositivo ejetor padronizado, que dispensa a necessidade de projeto específico de interface com o lançador.

A questão básica inicial do projeto é a definição do tamanho desta estrutura em "Unidades" (módulos cúbicos de 10x10x10cm).

Dois fatores definem esta escolha: espaço interno e área externa.

5.1 Volume interno disponível

O padrão CubeSat utiliza placas eletrônicas de tamanho padronizado, dotadas de conector padrão de 104 pinos. Tais placas são montadas de forma empilhada com a utilização de espaçadores, de modo que todos os conectores se interliguem, estabelecendo assim um barramento comum, onde cada pino tem sua função também padronizada (Figura 6).

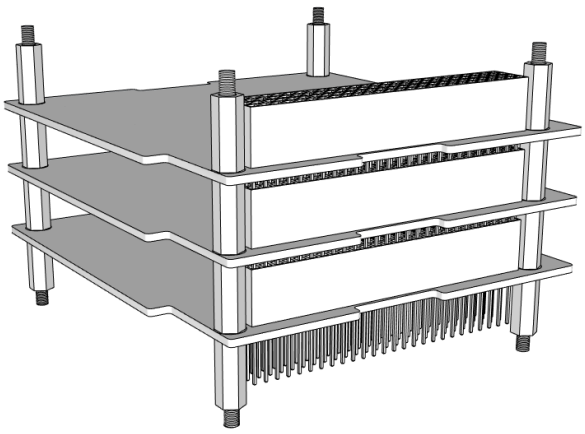


Figura 6: Empilhamento de placas eletrônicas do padrão CubeSat
Fonte : concepção própria

O espaçamento mais usual entre as placas é de 15 mm, embora haja placas que possuem componentes mais altos e este espaçamento passa a ser maior. Deste modo, cada Unidade (1U) comporta geralmente 4, podendo chegar no limite até 5 placas.

Levando-se em conta as placas básicas necessárias para o satélite:

- 1 placa do subsistema controle de energia
- 1 placa de baterias auxiliares
- 1 placa do subsistema de computador de gestão de bordo
- 1 placa do subsistema de controle de atitude
- 1 placa de bobinas de torque
- 1 placa de transceptor para telemetria e telecomando
- 3 placas da carga útil (transponder)

Este total de 9 placas, com alturas diferenciadas, exige uma estrutura de 3 Unidades CubeSat para garantir uma distribuição sem maiores interferências entre as placas.

5.2 Área externa disponível para painéis solares

Para esta avaliação tomamos como partida o consumo elétrico da plataforma, detalhada no capítulo seguinte, que determinou a quantidade de painéis solares necessários para esta demanda, considerando as condições orbitais mais desfavoráveis. Isto determinou a área externa necessária para alojar os painéis, definindo o tamanho da estrutura CubeSat necessária. O estudo também apontou para a necessidade da utilização de estrutura CubeSat de 3 Unidades (Figura 7).

6. ÓRBITA DO SATÉLITE

Uma das maiores restrições encontradas no decorrer do projeto diz respeito à disponibilidade de ofertas de lançamentos de CubeSats em órbitas com baixas inclinações e com a altitude específica desejada.

O Quadro 2 mostra as ofertas de lançamentos de CubeSats para o período de 2014 a 2017, onde foram assinaladas com a tarja amarela as órbitas que não atendem a nossos propósitos (órbitas elípticas e de transferência).

Apesar da previsão de lançamento de CONASAT- Ø ser para 2016, analisamos todo este universo para se ter uma visão histórica destas disponibilidades e se fazer um estudo válido para todas essas possibilidades orbitais, tornando o projeto adaptado às

restrições orbitais. Para esse levantamento utilizamos os dados fornecidos no site da Spaceflight Services em 12/05/2014.

Quadro 2. Ofertas de Lançamentos de CubeSat até o ano de 2017 - dados de 12/05/2014

Date Year	Date Period	Orbit	Altitude (km)	Inclination (deg) / SSO	Launch Location	CubeSat 1U	CubeSat 3U	CubeSat 6U	CubeSat 12U
2014	H1	LEO	575	64.9	Russian	✓	✓	✓	✓
2014	H1	LEO	400	51.6	US/ISS	✖	✖	✖	✖
2014	Q2	LEO	720	SSO	European	✖	✖	✖	⊘
2014	Q3	L2 Transfer	L2 Transfer	51.6	Russian	✓	✓	✓	✓
2014	H2	LEO	600-830	SSO	Russian	✖	✖	✖	✖
2014	H2	LEO	400	51.6	US/ISS	✓	✓	✓	✓
2014	HQ	HEO	500 x 27000	63.4	Russian	✓	✓	✓	✓
2015	H1	LEO	600-830	SSO	Russian	✓	✓	✓	✓
2015	H1	LEO	390	63	Russian	✓	✓	✓	✓
2015	H1	LEO	400	51.6	US/ISS	✓	✓	✓	✓
2015	Q2	LEO	720	SSO	US	✓	✓	✓	✓
2015	H2	LEO	450-550	SSO	US	✓	✓	✓	✓
2015	H2	GTO/GSO/LLO	GTO/GSO/LLO	GTO/GSO/LLO	US	✓	✓	✓	✓
2015	H2	HEO	1500 x 39000	61	Russian	✓	✓	✓	✓
2015	H2	LEO	600-830	SSO	Russian	✓	✓	✓	✓
2015	H2	LEO	400	51.6	US/ISS	✓	✓	✓	✓
2015	H2	LEO	500 x 27000	63.4	Russian	✓	✓	✓	✓
2016	H1	LEO	500-600	SSO	US	✓	✓	✓	✓
2016	H2	LEO	500-600	63.4	US	✓	✓	✓	✓
2016	H2	HEO	1500 x 39000	61	Russian	✓	✓	✓	✓
2016	H2	LEO	600-830	SSO	Russian	✓	✓	✓	✓
2017	H1	LEO	600	52	US	✓	✓	✓	✓
2017	H1	LEO	500-600	SSO	US	✓	✓	✓	✓
2017	H2	LEO	500-600	63.4	US	✓	✓	✓	✓
2017	H2	LEO	500-600	44	US	✓	✓	✓	✓
2017	H1	HEO	600 x 60000	52	US	✓	✓	✓	✓

✓ Available ✖ Sold Out ⊘ Payload Size Unavailable on Launch Vehicle

LEO - Low Earth Orbit
HEO - High Earth Orbit
LLO - Low Lunar Orbit
GSO - Geosynchrnous Solar Orbit
GTO - Geosynchrnous Transfer Orbit
Fonte: http://spaceflightservices.com/manifest-schedule

Para esta versão inicial utilizaremos alguma órbita disponível, tendo como requisito apenas que seja classificada como órbita baixa (LEO) e circular, pois é a faixa de altitudes dentro da qual devem operar os CubeSat. Quanto à inclinação orbital também deixa de existir a exigência, passando a ser adotada qualquer ângulo disponível (pode-se ver no Quadro 2 que as ofertas para órbitas síncrono-solares são maiores).

A dificuldade de ser provido o correto posicionamento de cada um dos satélites da constelação dentro de suas órbitas deixa no momento de ser uma restrição, por se tratar de um satélite único.

Pela análise feita, nota-se que 47% das ofertas são para órbitas SSO (síncrono solares), cuja inclinação orbital se situa em torno de 98°. As faixas de altitudes ofertadas vão de 450 km a 830 km, sendo a maior ocorrência entre 600 km a 830 km.

Especificamente nos anos de 2016 e 2017, a maior oferta de lançamentos se situam em altitudes entre 500 e 600 km, com inclinações 44°, 52°, 63,4° e 98° (SSO).

Para esta versão foram refeitos 3 estudos, que dependem fundamentalmente dos parâmetros da órbita a ser escolhida:

- Cálculos de decaimento
- Captação de energia pelos painéis solares
- Estudos dos links de comunicação

7. DECAIMENTO DO SATÉLITE

Um dos requisitos do projeto é que o satélite seja descartado por meios naturais em, no máximo, 25 anos após o término da missão, para atendendo à regulamentação vigente referente a mitigação de detritos espaciais. Com a previsão de vida útil do satélite de 2 anos, o tempo máximo de vôo é de 27 anos.

7.1 Simulações utilizando o software DAS

Os cálculos de decaimento foram realizados utilizando-se do programa DAS (*Debris Assessment Software*) disponibilizado pela NASA. Foram feitas algumas experimentações com os parâmetros de entrada do programa, considerando-se que a órbita a ser utilizada ainda não é conhecida. Com isso se estabeleceu algumas restrições para a escolha da órbita, dentre as disponíveis. São elas:

- Forma e Dimensões do satélite - A estrutura CubeSat adotada apresenta formato de paralelepípedo de dimensões 100 x 100 x 340,5 mm. Com estas dimensões pode-se calcular uma soma de área total das faces igual a **0,1562 m^2**.
- Área Média de Arrasto - De acordo com o documento descritivo do software, pode-se calcular a área média de arrasto como sendo a quarta parte da soma das áreas de todas as faces, o que nos dá um valor de área média de arrasto de **0,03905 m^2**.
- Massa Total - A avaliação da massa total da plataforma foi calculada pela soma das massas de todos os seus componentes (Tabela 1).

Tabela 1. Avaliação de Massa

Componentes	**Massa** (g)
Estrutura CubeSat 3U	580
13 Painéis Solares	767
Placa de Controle de Energia	225
Placa de Baterias Auxiliares	240
Placa de Computador de Gestão de Bordo	66
Placa de Controle de Atitude	55
Placa de Bobinas de Torque	195
Placa Transceptora de Telemetria/Telecontrole	85
Sistema de Antenas Deployables para TM e TC	90
Placa do Transponder - Módulo de Recepção	52
Placa do Transponder - Processamento Digital	89
Placa do Transponder - Módulo de Transmissão	81
Sistema de Antenas Deployables do Transponder	90
Antena Monopolo de Banda-S do Transponder	30
Cabeação	30
Total	**2.675**
Total com Margem Inferior de 10%	2.408
Total com Margem Superior de 10%	2.943

Fonte : concepção própria

- Relação Área-Massa - Toma como base a área média de arrasto e a massa total. A Tabela 2 apresenta estes valores, considerando-se possíveis margens no valor da massa.

Tabela 2. Avaliação de Massa

Condição	Massa (kg)	Relação Área/Massa (m²/kg)
Limite inferior (-10%)	2,408	0,01622
Valor estimado	2,675	0,01460
Limite superior (+10%)	2,943	0,01327
Máximo permitido para CubeSat 3U	4,000	0,00976

Fonte : concepção própria

- Período de Lançamento - Este dado é importante, pois a atividade solar, sujeita ao ciclo de 11 anos, tem grande influência no arrasto do satélite e consequentemente no seu tempo de decaimento. Pelo cronograma de evolução do projeto, considerou-se o lançamento no ano de 2016. Foram tentadas variações de alguns anos a mais e a menos, e o tempo de decaimento pouco variou.
- Tempo de Integração - valor maior do que a vida útil acrescida dos 25 anos de decaimento exigidos, para o correto cálculo.
- Altitudes de Apogeu e de Perigeu - por se tratar de órbita circular, esses valores são iguais. A altitude influi grandemente no tempo de decaimento. Foram feitas simulações para diversas altitudes, dentro do universo de lançamentos disponíveis.
- Inclinação Orbital - Foram feitas simulações com diversos ângulos de inclinação e observado, pelas curvas de decaimento, que a órbita sofre pequenas alterações cíclicas em sua excentricidade, porém seguindo sempre ao longo da curva média de decaimento. O tempo de decaimento sofre pequena alteração, que, no pior caso, chega a 4 meses.
- Ângulos (Ascensão Reta do Nó Ascendente, Argumento de Perigeu e Anomalia Média) - As simulações feitas variando-se estes ângulos não apresentação nenhuma alteração no decaimento, confirmando a documentação do software, que indica que só apresenta alterações para altitudes acima de 1.000 km.

7.2 Análise dos Resultados

Estas simulações geraram dados que compuseram as curvas de decaimento, tendo como variáveis a massa do satélite e a altitude:

- Massa do Satélite - consideramos, além da massa estimada nos cálculos, uma margem de tolerância de 10% para mais e para menos e confrontamos também com o máximo valor permitido para uma estrutura CubeSat de 3U (4 kg).

- Altitude da Órbita - consideramos altitudes compreendidas entre 400 e 800 km. Acima de 670 km o tempo de decaimento ultrapassa os limites e não foram descartados.

A Figura 7, obtida a partir dos dados gerados pelo programa DAS, mostra os resultados desta simulação para a massa prevista, suas margens de 10% e o confronto com o limite de massa possível para o CubeSat 3U.

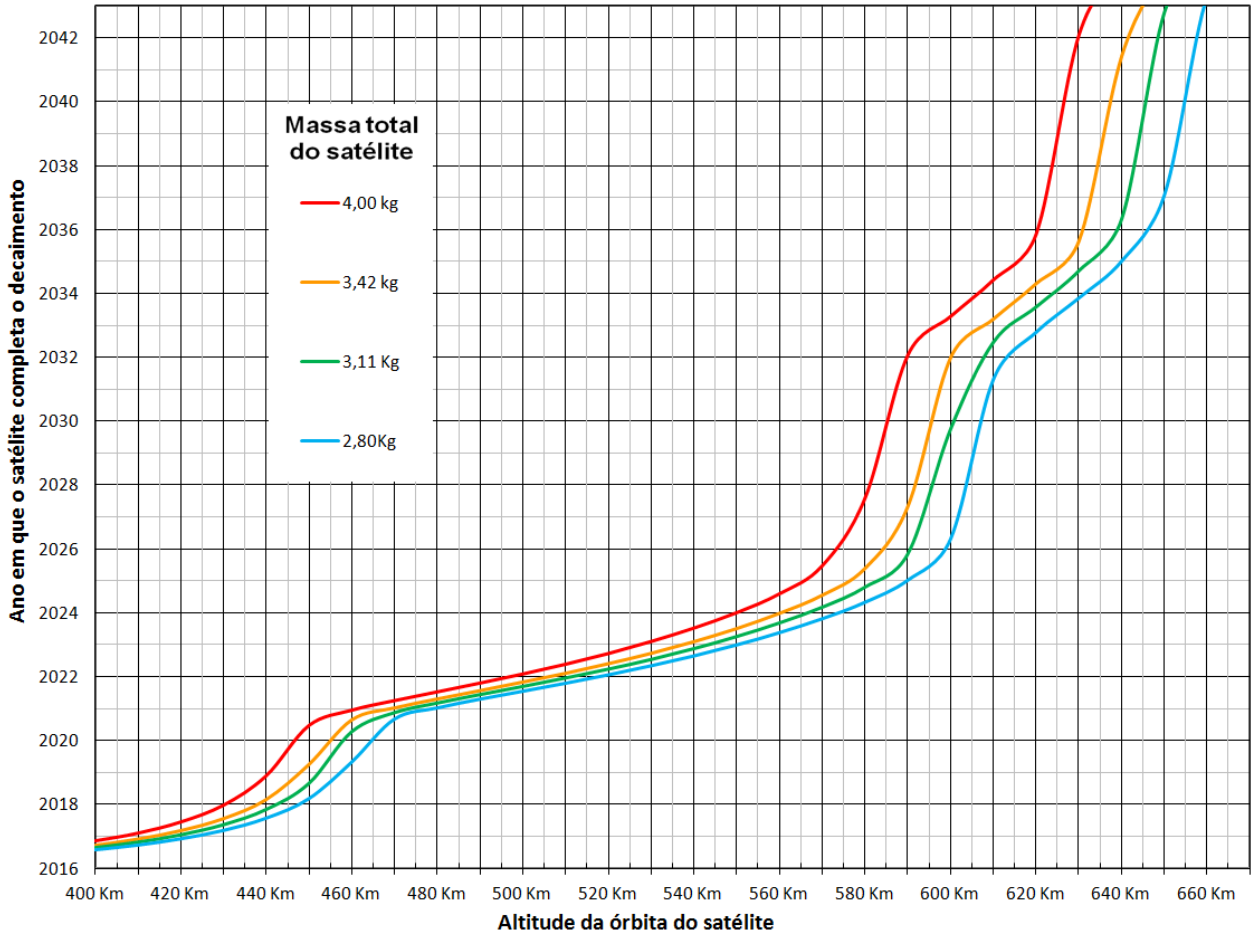


Figura 7: Curvas de decaimento para a plataforma 3U
Fonte : concepção própria, a partir de dos gerados pelo software DAS

A Tabela 3 mostra as altitudes que propiciem alguns tempos de decaimento desejados:

Tabela 3. Condições de Decaimento

Condição	Massa (kg)	Altitude (km) para decaimento em :				
		2 anos	5 anos	7 anos	10 anos	27 anos
Limite inferior	2,408	455	485	555	610	670
Valor estimado	2,675	450	480	550	600	660
Limite superior	2,943	445	475	545	590	650
Máximo permitido	4,000	430	460	525	575	630

Fonte : concepção própria a partir da análise das curvas

7.3 Conclusões

Há de se considerar que, apesar da estimativa de vida útil ser de 2 anos, não seria interessante se ter um decaimento num curto prazo, pois isso poderia inviabilizar o aproveitamento da sobrevida do satélite. Assim, a melhor alternativa é escolher as maiores altitudes possíveis que garantam o decaimento em 27 anos. Olhando a tabela sob esta ótica, vemos que altitudes entre 500 e 650 km são mais adequadas.

Voltando ao Quadro 2, observamos que todas as ofertas de lançamentos para os anos de 2016 e 2017 satisfazem a esta condição.

- Altitudes entre 500 km e 650 km
- Inclinações orbitais de 44°, 52°, 63,4° e 98°(SSO)

Este foi o universo considerado para os demais cálculos de geração de energia elétrica e desempenho dos links de comunicação.

8. ENERGIA ELÉTRICA

8.1 Avaliação do Consumo Elétrico

O ponto inicial para o dimensionamento do sistema da energia elétrica é o inventário de consumo de cada um dos componentes do satélite, levando-se em consideração seus ciclos individuais de operação (Tabela 4).

Tabela 4. Avaliação do Consumo Elétrico

Subsistema	**Consumo** (mWatt)	**Ciclo** (%)	**Média** (mWatt)
Placa de Controle de Energia	250	100	250
Placa de Baterias Auxiliares	37	100	37
Placa de Computador de Gestão de Bordo	240	100	240
Placa de Controle de Atitude	300	100	300
Placa de Bobinas de Torque	800	100	800
Transmissor de Telemetria	1.550	10	155
Receptor de Telecomando	200	100	200
Sistema de Antenas Deployables	70	10	7
Placa do Transponder - Módulo de Recepção	4.000	10	400
Placa do Transponder - Processamento Digital			
Placa do Transponder - Módulo de Transmissão			

Sistema de Antenas Deployables	70	10	7
Total			2.396
Total + Margem de 10% do Sistema			2.636

Fonte : concepção própria com valores dos Datasheet dos fabricantes

As simulações iniciais, feitas utilizando-se o software STK, apontaram para a necessidade de estrutura tamanho 3U para atender com segurança a esta demanda de energia, considerando-se as condições mais críticas de exposição ao sol.

8.2 Influências da Variação da Órbita na Geração de Energia

Este estudo foi feito visando avaliar as variações ocorridas na geração de energia elétrica pelos painéis solares em função das variações de altitude e inclinações orbitais. Isto se tornou necessário para que o projeto esteja adaptado a qualquer órbita disponível que seja escolhida, dentro das limitações impostas.

Assim, foram feitas simulações genéricas no software STK para um período de um ano, de uma estrutura CubeSat 3U equipada com painéis solares em todas as faces, exceto em −Z. Utilizamos um pequeno espinamento de 1,2 RPM no eixo Z, suficiente para expor igualmente ao sol as faces maiores (−X, +X, −Y, +Y). Foram utilizadas altitudes de 550 km e 650 km e inclinações de 44°, 52°, 63° e 98° e diferentes condições de controle de atitude (Tabela 5).

Tabela 5. Produção de Energia Elétrica

Caso	**Altitude** (km)	**Inclinação** (graus)	**Condição de Atitude**	**Potência Média** (mWatt)
1	550	98	Spin em Z, perpendicular ao vetor solar	5.847
2	650	98	Spin em Z, perpendicular ao vetor solar	5.927
3	650	65	Spin em Z, perpendicular ao vetor solar	5.827
4	650	52	Spin em Z, perpendicular ao vetor solar	5.790
5	650	44	Spin em Z, perpendicular ao vetor solar	5.767
6	650	30	Face +Z voltada para o nadir	5.260
7	650	98	Spin em Z, face +Z voltada para o sol	4.064
8	650	98	Spin em Z, face −Z voltada para o sol	2.732
9	650	98	RAAN 69° (sempre iluminado)	9.049

Fonte : concepção própria com dados simulados pelo software STK

A análise desta tabela nos levou às seguintes conclusões:

- Os casos 1 e 2 mostram que a variação da altitude causa pouca diferença na geração de energia.
- Os casos 2 a 5 mostram que a variação do ângulo orbital também pouco influi.
- O caso 6 apresenta a face +Z apontada para o nadir e apresentou uma pequena perda.
- O caso 7 e 8 ilustram casos extremos indesejados, em que o eixo Z é alinhado com o vetor solar. No caso 8 a face iluminada pelo sol não possui painel solar.
- O caso 9 apresenta outro caso extremo de uma órbita síncrono solar em uma condição especial (RAAN = 69°) em que o satélite está permanentemente iluminado, apresentando uma geração muito elevada.
- Como conclusão final, podemos dizer que a influência das variações possíveis na órbita provoca uma alteração máxima de 12% na geração de energia elétrica, segundo dados da Tabela 5 .

8.3 Análise de Consumo e Carga das Baterias

Partindo-se das conclusões da avaliação de potência, pode-se fazer uma análise detalhada do comportamento de carga e descarga das baterias da plataforma. Para tal, foram tomadas como base o rendimento dos painéis de 27,7% e rendimento de conversão de energia de 90%, dados estes retirados dos manuais dos painéis solares e do subsistema de energia elétrica (NanoPower).

Foi adotada a inclinação orbital de 98º para as simulações, sabendo-se que a adoção de outros ângulos terá pouco efeito no resultado.

A tônica desta pesquisa foi avaliar a influência da variação do "ângulo beta" na geração de energia. O ângulo beta é aquele formado entre o plano orbital e a linha imaginária que interliga o centro da terra ao do sol, e varia ao longo do ano devido à alteração na inclinação do eixo da Terra em relação à sua órbita ao redor do Sol.

As simulações foram feitas utilizando o software STK, onde foram escolhidos os dois ângulos beta limite, para que se possa observar tanto o pior caso, onde o ângulo beta apresentou valor próximo de 24º, quanto o melhor, onde este angulo foi igual a 37º (ângulo de 23° de inclinação do eixo da terra acrescido do ângulo de 14° de inclinação orbital).

Os gráficos feitos para as duas situações (Figuras 8 e 9) foram criados a partir de dados gerados pelo software STK e representam dados referentes a um dia típico em

cada uma das situações limite.

As curvas em vermelho representam a geração de energia elétrica pelos painéis solares (Watts em função do tempo), em verde, o consumo médio da plataforma (Watts em função do tempo) e em azul, o estado de carga da bateria (W.h).

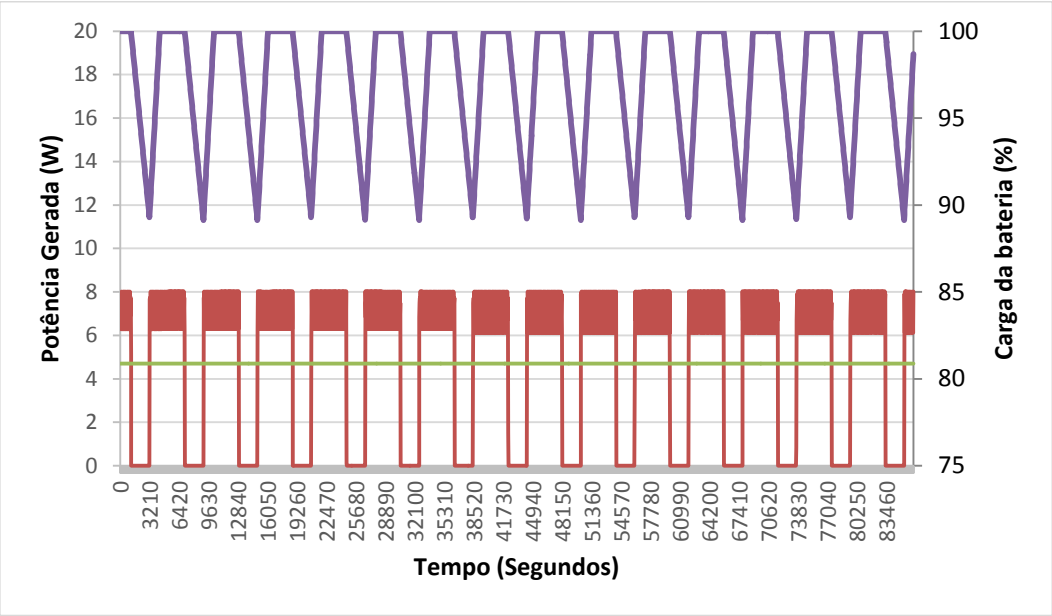


Figura 8. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 98° - beta 24°
Fonte : concepção própria com dados simulados pelo software STK

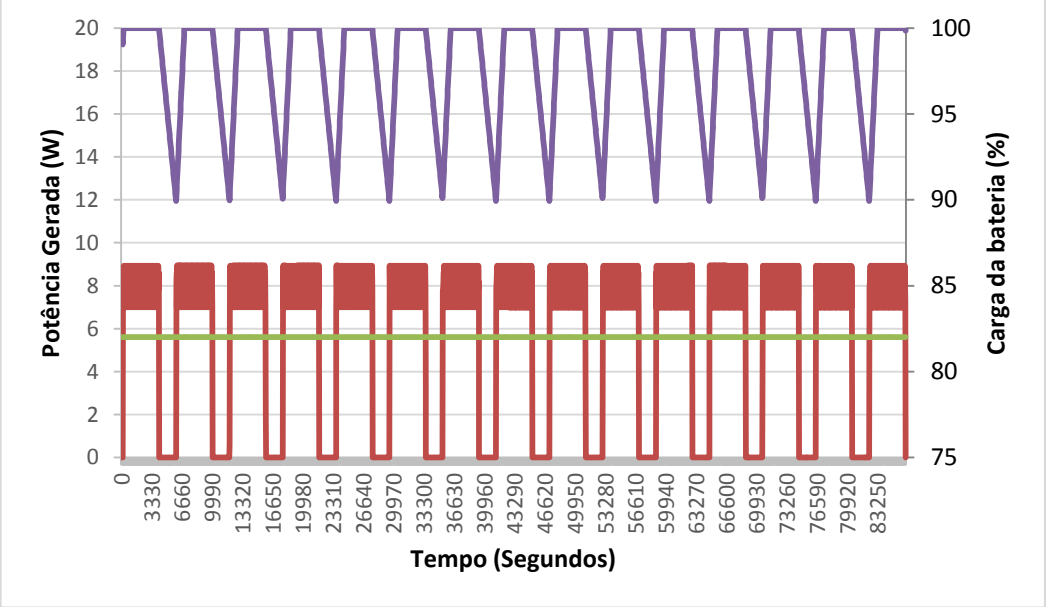


Figura 9. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 98° - beta 37°
Fonte : concepção própria com dados simulados pelo software STK

Analisando-se as curvas, pode-se notar que a condição de carga das baterias é satisfatória para a missão, tendo em vista que, partindo-se de uma carga inicial de

aproximadamente 100%, para todos os casos, as baterias apresentaram índice positivo de carregamento. O pior caso de incidência solar é aquele em que o ângulo beta está próximo de 24º e pode-se observar este comportamento na Figura 8, que apresenta a sua carga partindo de aproximadamente 100% e chegando a um carregamento, ao término de uma órbita.

Observa-se também, a partir da Figura 9, que para uma inclinação de 98º, ângulo beta de aproximadamente 37º, a carga inicial de 100% dá lugar a uma condição de carga final máxima, em aproximadamente uma órbita em torno da terra. As médias de potência geradas e consumidas nos dois casos podem ser vista na Tabela 6, abaixo:

Tabela 6. Resumo das potências médias geradas e consumidas

	Ângulo beta de 24º	Ângulo beta de 37º
Geração de Energia	4,7047 W	5,6120 W
Consumo de Energia	2,6360 W	2,6360 W

Fonte : concepção própria com dados simulados pelo software STK

8.4 Considerações sobre as Células Solares

As células solares utilizados nos painéis solares são compostas de heterojunções GaAs (Gálio-Arsênio), com eficiência por volta de 28%.

Analisando as características de células heterojunção GaAs do fabricante Clyde Space (Quadro 3), observamos que os valores de potência gerados para painéis com tamanhos 1U, 2U e 3U sofrem uma redução de 15% quando operam na temperatura máxima, com relação à gerada na temperatura referência de 28°C.

Quadro 3. Características das Células Solares Clyde Space

Manufacturer	1U Side Panel SPECTROLAB	2U Side Panel SPECTROLAB	3U Side Panel SPECTROLAB
Type	UTJ	UTJ	UTJ
String Length	2	2	7
No. of Strings	1	2	1
BOL Voc at Min Temp	6.13V	5.95V	21.46V
BOL Vmpp at Min Temp	5.58V	5.41V	19.54V
BOL Vmpp at Max Temp	4.02V	3.98V	14.08V
BOL Panel Vmpp at 28C	4.70V	4.60V	16.45V
BOL Power at Min Temp	2.46W	4.93W	8.63W
BOL Power at Max Temp	1.79W	3.45W	6.26W
BOL Power at 28C	2.08W	4.17W	7.29W

Fonte : Clyde Space

Ao longo da vida útil das células solares, há uma redução gradativa de eficiência de geração de energia, da ordem de 0,5 % ao ano para células de múltipla junção, segundo o "*Space Mission Analysis and Design*". Com a vida útil do satélite de 2 anos, este valor é de apenas 1 %.

Considerando-se *PG* a energia gerada pelas células.

Na condição de temperatura máxima esta potência diminui 15%, indo para:

PT = 0,85 x PG.

Com a degradação gradativa de 1%, esta cai para:

PU = 0,99 x PT = 0,99 x 0,85 x PG = 0,84 PG

A potência gerada deve ser então:

PG = PU / 0,84 = 1,19 PC (19% superior à consumida).

PG = 1,19 PC = 1,19 x 2.636 mW = ***3.132 mW***

8.5 Conclusões

A utilização de uma estrutura CubeSat de 3U equipada com painéis solares em todas as faces, exceto na −Z, satisfaz plenamente às necessidades de geração de energia, além de garantir este atendimento ao longo da vida útil da missão e sua possível e desejável sobrevida.

9. LINKS DE COMUNICAÇÃO

Com a adoção da estrutura CubeSat tamanho 3U duas alterações foram feitas nos links de comunicação:

9.1 Uplink UHF do Transponder

Devido às dimensões da estrutura 3U, fica inviabilizada a utilização da antena planar para o uplink do transponder. Em seu lugar será utilizada uma antena dipolo do tipo "*deployable*", semelhante às utilizadas nos links de telemetria e telecomando.

9.2 Downlink Banda-S do Transponder

Até o momento não foi oferecida uma solução para a antena planar deste link. Uma solução mais simples foi encontrada para esta primeira versão do projeto - a utilização de um monopolo a ser colocado perpendicularmente no centro da face −Z.

Apesar desta antena avançar aproximadamente 34 mm para fora da face −Z da estrutura CubeSat, quando o máximo permitido é apenas 6,5 mm, há uma nova possibilidade de utilização de volume externo por estrutura CubeSat 3U. A versão 13 do documento "*CubeSat Design Specification*", da California Polytechnic State Universisy define este novo padrão como **CubeSat 3U + Extra Volume** , conforme mostrado na Figura 10, extraída de parte deste mesmo documento.

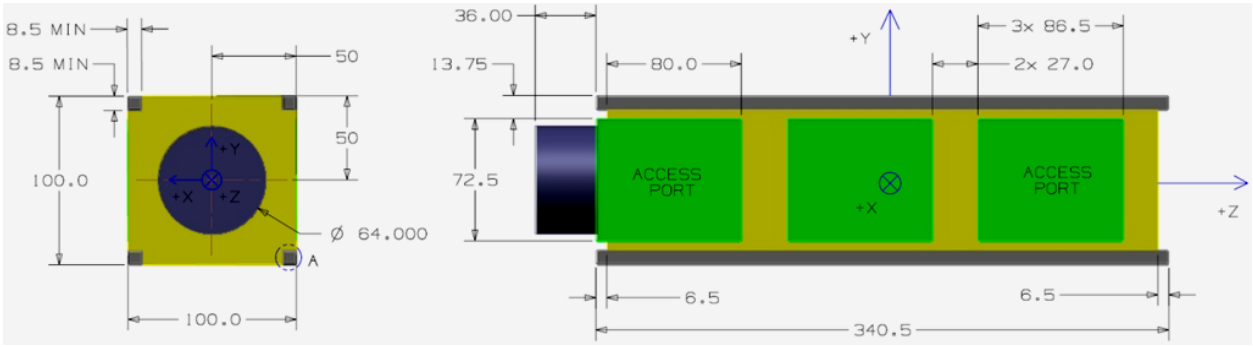


Figura 10: Padrão CubeSat 3U + Extra Volume
Fonte : documento CubeSat Design Specification

Nesta figura podemos ver o acréscimo de volume cilíndrico de 64 mm de diâmetro e 42,5 mm de comprimento a partir da face −Z (36 mm até o topo dos trilhos, acrescido dos 6,5 mm até a face). Este acréscimo é possível aproveitando-se o volume contido no interior da mola helicoidal da base de impulsionamento do ejetor (Figura 11).

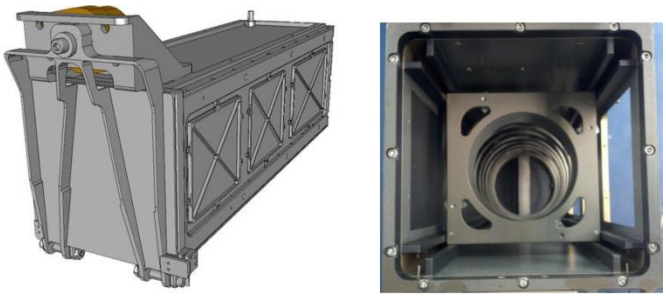


Figura 11: Padrão Dispositivo ejetor e CubeSat P-POD
Fonte : documento CubeSat Design Specification

10. COMPOSIÇÃO FÍSICA DA PLATAFORMA CONASAT- Ø

Neste capítulo apresentaremos detalhadamente todos os componentes escolhidos para comporem a plataforma da versão CONASAT- Ø.

10.1 ESTRUTURA FÍSICA

O padrão de estrutura física CubeSat foi criada pela California Polytechnic State University e Stanford University's Space Systems Development Laboratory, e é baseada em cubos de 10 x 10 x 10 cm, conhecidas por Unidades.

O dimensionamento da versão CONASAT- Ø apontou para a utilização da estrutura de tamanho 3U (3 unidades), cujas dimensões são mostradas na Figura 12.

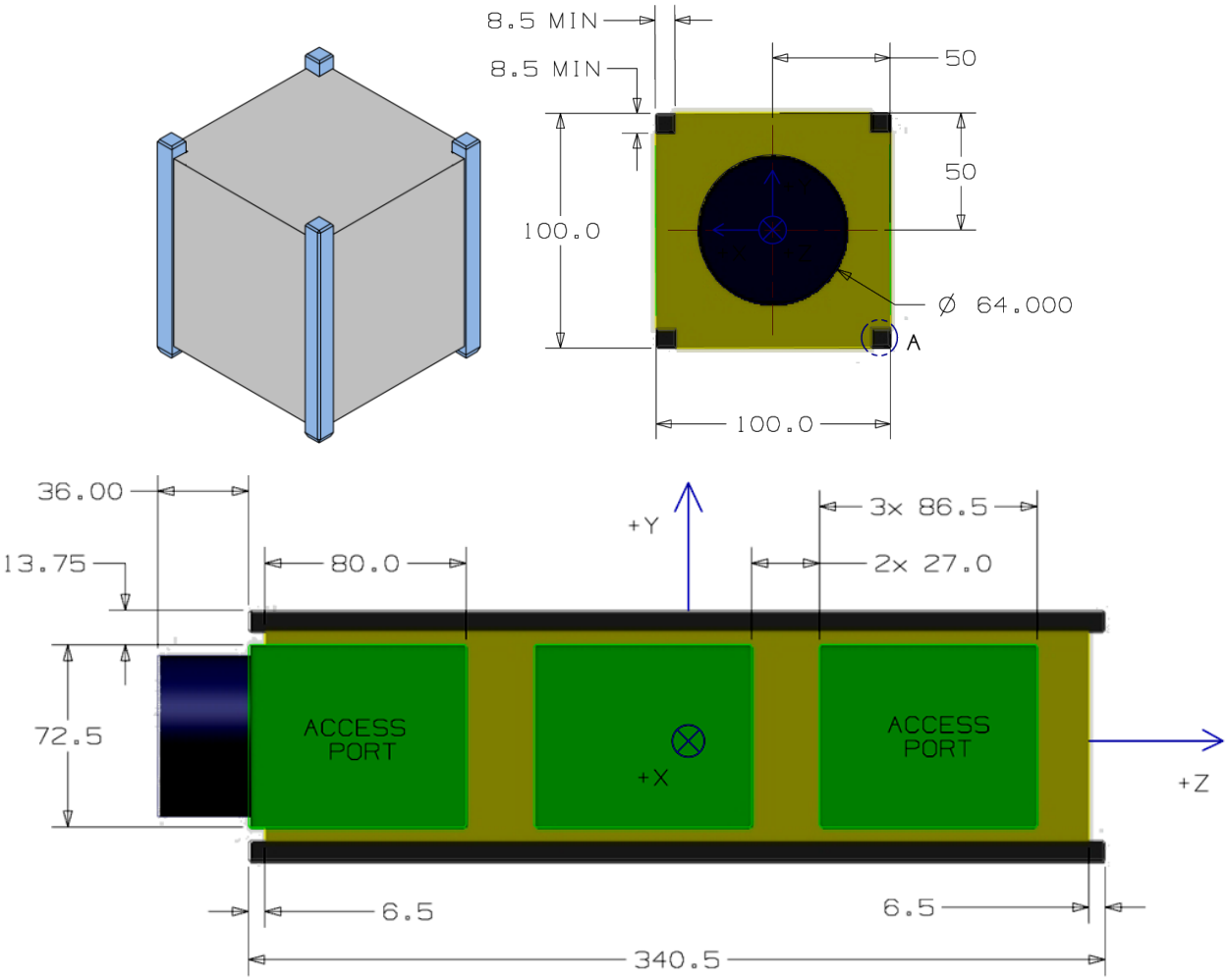


Figura 12: Padrão CubeSat 3U+ Extra Volume
Fonte : documento CubeSat Design Specification

Uma das grandes vantagens desta padronização é a utilização do dispositivo ejetor padronizado P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer), mostrado na Figura 13.

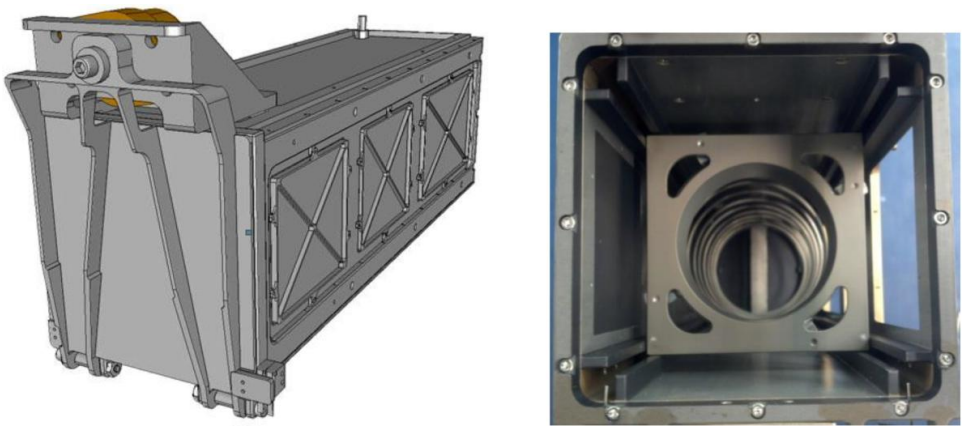


Figura 13: Padrão Dispositivo ejetor e CubeSat P-POD
Fonte : documento CubeSat Design Specification

Dentre as estruturas disponíveis comercialmente, optamos pela utilização daquela fornecida pela empresa ISIS, cujos detalhes mecânicos são mostrados na Figura 14.

Figura 14: Estrutura Física CubeSat 3U da ISIS montada
Fonte : datasheet da ISIS

Os elementos básicos que compõem esta estrutura da ISIS mostradas na Figura 15.

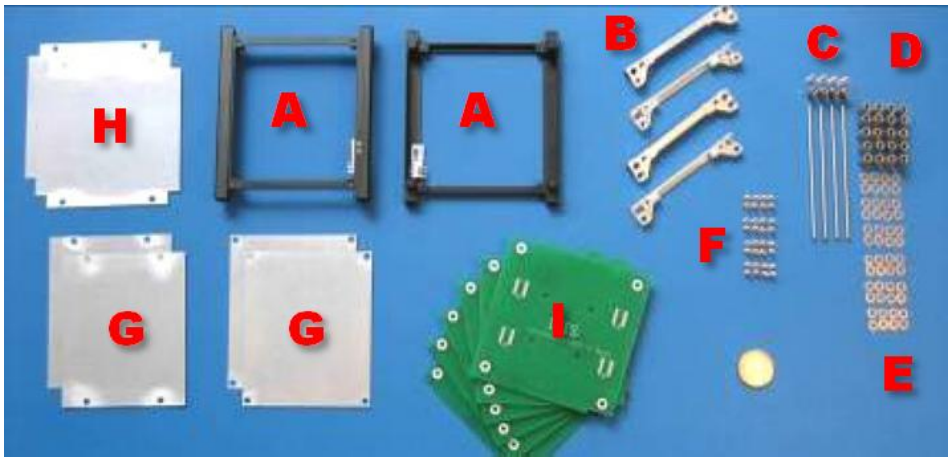


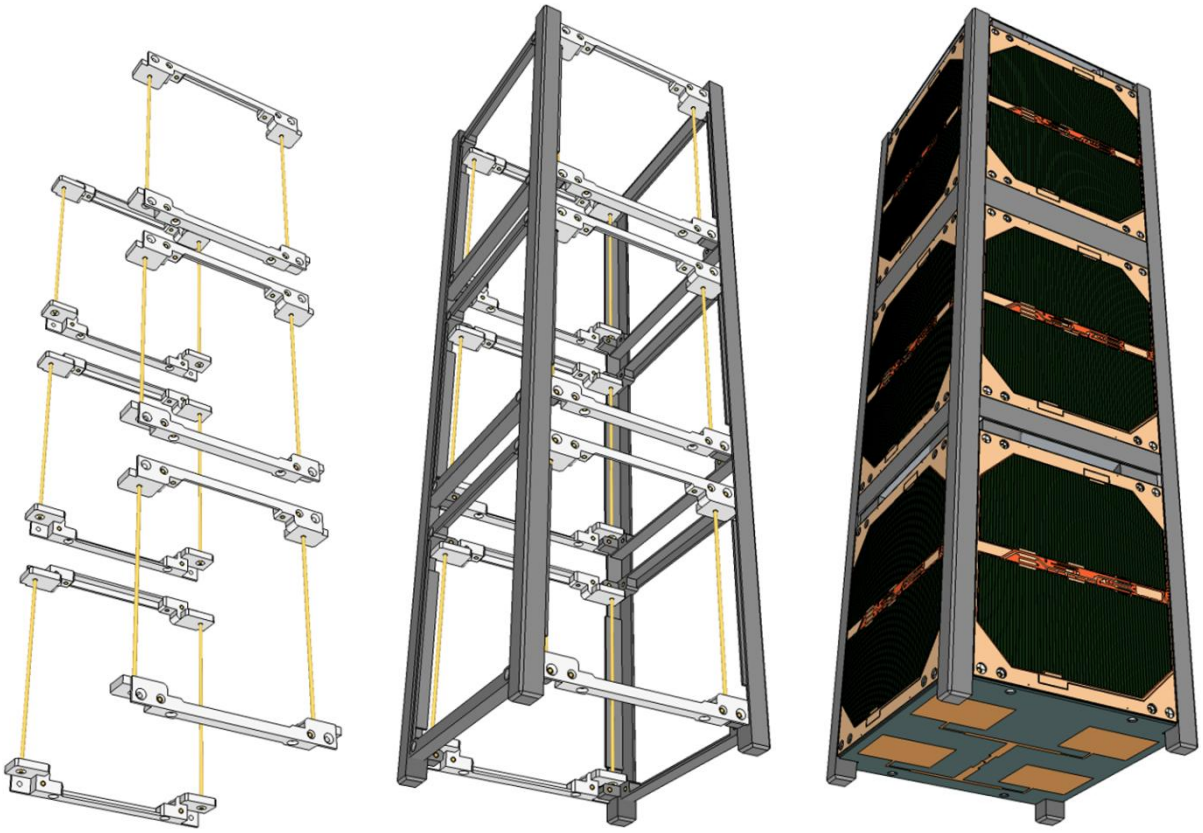
Figura 15: Elementos constituintes de uma Estrutura CubeSat 1U da ISIS
Fonte : datasheet da ISIS

- **A.** Grades laterais em alumínio preto anodizado, dotadas dos trilhos para deslizamento no ejetor. No caso da estrutura 3U estas tem o comprimento total da estrutura, empilhando 3 módulos de 1 Unidade.
- **B.** Travessas de montagem, que dão o formato de cada um dos 3 cubos que compõem a estrutura. Estes possuem a furação para fixação das placas eletrônicas padronizadas.
- **C.** Tirantes roscados para guia da fixação das placas. São fixados nas travessas.
- **D.** Tubos espaçadores entre as placas eletrônicas de comprimentos diversos.
- **E.** Arruelas para ajuste fino da separação entre placas.
- **F.** Parafusos de fixações.
- **G.** Placas de fechamento lateral.

H. Placas de fechamento de topo.

I. Placas Eletrônicas vazias para modelo.

A Figura 16, a seguir mostram a sequência de montagem da estrutura 3U da ISIS:



a) travessas com tirantes b) fixadas nas grades laterais c) montagem completa

Figura 16: Etapas de montagem de uma Estrutura CubeSat 3U da ISIS
Fonte : concepção própria com o software Google SketchUp

10.2 SUBSISTEMA DE ENERGIA ELÉTRICA

Este subsistema é composto por:

- Painéis solares para conversão de energia solar em energia elétrica
- Baterias para armazenamento de energia
- Conversores DC/DC para geração das tensões de trabalho

A implementação prática será feita com a utilização de 13 placas de painéis solares de tamanho de uma face 1U, colocados em todas as faces externas dos cubos, exceto em uma, reservada para a antena do downlink da carga útil.

10.2.1 Painéis solares GomSpace NanoPower Solar 100U

O NanoPower Solar 100U é um painel solar para estruturas CubeSat, equipado com 2 células solares de tripla junção da AzurSpace, com eficiência mínima de 28%, montado

em uma placa de 2mm de espessura.

É apresentada em dois modelos; um totalmente retangular, para faces laterais do CubeSat, e o outro, com recortes nos cantos, para utilização nas faces de topo, transpassadas pelas extremidades dos 4 trilhos laterais (Figura 17).

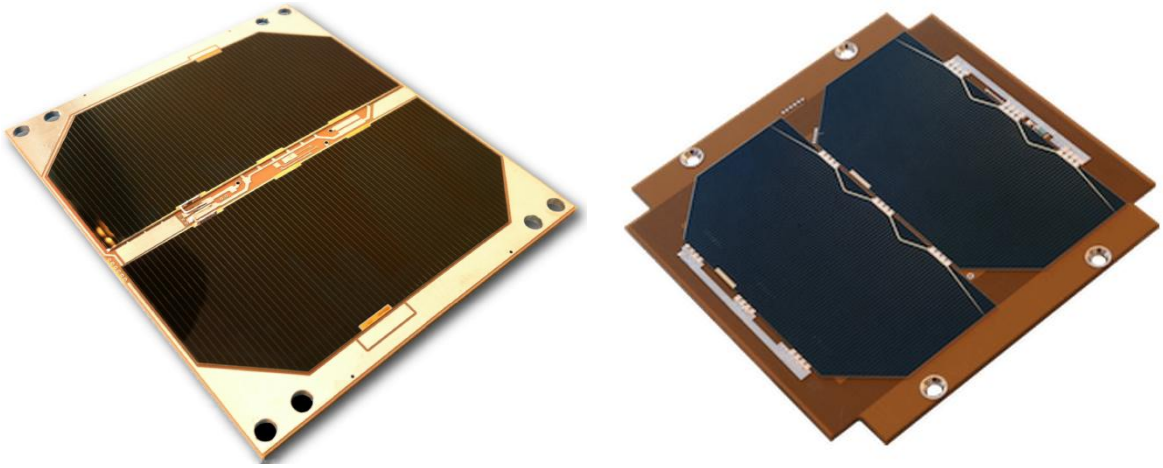


Figura 17: Painel Solar GomSpace NanoPower Solar 100U (modelos lateral e de topo)
Fonte: datasheet da GomSpace

Opcionalmente é equipada com dispositivos que necessitam estar presentes em determinadas faces do satélite ou orientadas a determinados eixos, para utilização por outros subsistemas:

- Sensor solar para utilização no controle de atitude
- Giroscópio MEMS de 1 eixo para utilização no controle de atitude
- Bobina de torque de 1 eixo para utilização no controle de atitude
- Sensor de temperatura para compensação dos diodos das células

Estes opcionais devem estar presentes em apenas determinados painéis:

- Sensor solar - utilizar em apenas 1 painel de cada face (total de 5)
- Giroscópio - utilizar em apenas 1 painel de faces não paralelas (total de 3)
- Bobina de torque - idem. Em nosso projeto não utilizaremos estas bobinas
- Sensor de temperatura - utilizar em todos os painéis

Cada painel é equipado com três conectores:

- Saída das células solares - interligado com a entrada da placa de controle de energia elétrica
- Cadeia de células - utilizado para fazer a conexão em paralelo de outros painéis da mesma face do satélite

- Interligações do controle de atitude - provê as conexões do sensor solar, giroscópio e bobina de torque com a placa de controle de atitude. Opera com interface elétrico SPI.

O Quadro 4 apresenta as características deste painel.

Quadro 4. Características do Painel Solar GpmSpace NanoPower P100U

Parameter	Condition	Min	Typ	Max	Unit
Solar Cell string	Full sunlight in LEO				
- Voltage	Optimal voltage	4.64		4.84	V
- Current	Current at optimal voltage	490		508	mA
- Power	Maximum power	2270		2400	mW
- Effeciency		27.7		29.1	%
Sun Sensor					
- Current	Short current at 25mW/cm^2		170		uA
Temperature Sensor					
- Range		-55		150	^{o}C
- Resolution		1.5		3.5	^{o}C
- Vcc			3.3		V
- Current			260	490	uA
- Temperature coefficient		0.21	0.233	0.25	%/^{o}C
- Cosine error			1.85	3.5	^{o}
Gyroscope					
- Range				80	^{o}/s
- Sensitivity			0.00458		^{o}/s
- Bias stability			0.016		^{o}/s
- Vcc			5		V
- Current			44		mA
Magnetorquer					
- Area			1.6		m^2
- Resistance		106		130	Ohm
- Current	Absolute maximum rating			0.7	A
- Dipole momentum	Dipole momentum at 3.3V	0.04		0.05	A m^2

Fonte: datasheet da GomSpace

10.2.2 Placa de Controle de Energia GomSpace NanoPower P31U-S

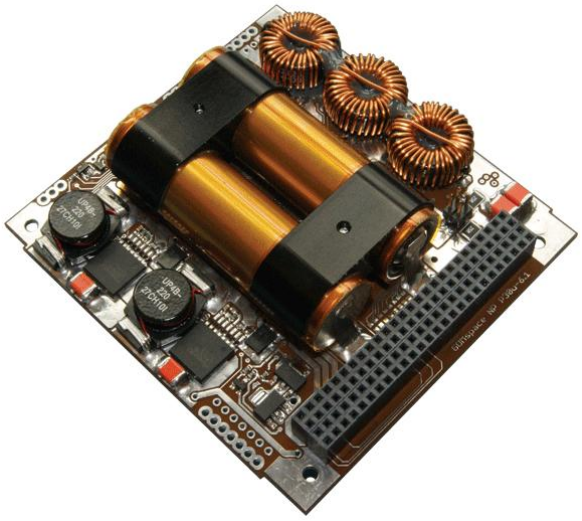


Figura 18: Placa de Controle de Energia GomSpace NanoPower P31U-S
Fonte: datasheet da GomSpace

O NanoPower P31U-S, mostrada na Figura 18, é uma placa de controle de energia elétrica para CubeSat com 3 entradas separadas para painéis solares e potência até 30W. Encarrega-se de fazer todo o tratamento, armazenamento e distribuição da energia elétrica do satélite.

A Figura 19 montra o diagrama em blocos da placa com seus blocos funcionais.

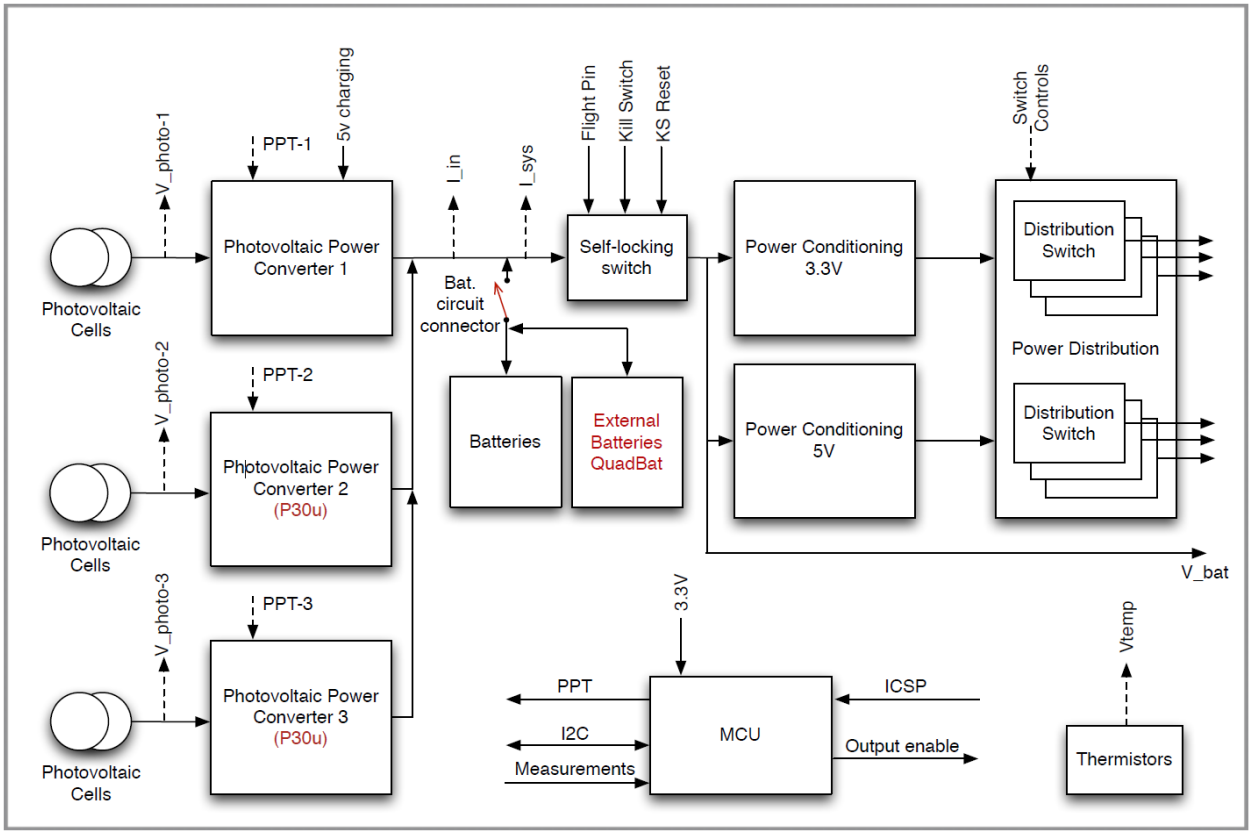


Figura 19: Diagrama em Blocos da Placa de Controle de Energia GomSpace NanoPower P31U-S
fonte: GomSpace - NanoPower P-series Datasheet

Este possui 3 canais de entradas fotovoltaicas, sendo cada um destinado a operar com os conjuntos de painéis solares de cada um dos pares de faces opostas do satélite. Enquanto uma face está recebendo incidência direta de raios solares, a sua face oposta não recebe iluminação direta. Desta forma se faz uma distribuição de energia para cada um dos conversores fotovoltaicos, que fornecem carga para as baterias.

A placa é provida de duas baterias, com capacidade de 17,5 Wh, que pode ser aumentada pelo uso de baterias auxiliares.

Por questão de segurança, durante o processo de lançamento (exigência do documento "*CubeSat Design Specification*", da Organização CubeSat) a plataforma deve estar desenergizada. Desta forma, a energização do satélite é controlado por um interruptor localizado na extremidade de um dos trilhos do CubeSat, que é ligado

somente após a ejeção do satélite do lançador. Além deste interruptor, o sistema pode ser controlado por um pino opcional RBF (*Remove Before Flight*), que é removido instantes antes do procedimento de lançamento.

Dois Conversores DC/DC fornecem tensões de +3,3 e +5,0 Volts. Para cada uma dessas tensões existem duas saídas diretas, ou seja, saídas que estão sempre fornecendo tensão, e 3 protegidas comutadas por meio de comandos I^2C.

As principais especificações do sistema são mostradas na Tabela 7:

Tabela 7. Especificações principais do Sistema de Energia

Especificações	Valor Mínimo	Valor Típico	Valor Máximo
Tensão de Entrada Fotovoltaica	3,70 V	4,20 V	5.00 V
Corrente de carga Fotovoltaica	0,0 A	-	2,0 A
Tensão da Bateria	6,00 V	7,40 V	8,40 V
Corrente de Carga da Bateria	-	1,00 A	2,00 A
Corrente de Descarga da Bateria	-	2,00 A	4,00 A
Tensão da Saída de 3,3 V	3,28 V	3,30 V	-
Corrente da Saída de 3,3 V	-	-	5,00 A
Tensão da Saída de 5 V	-	4,98 V	-
Corrente da Saída de 5 V	-	-	4,00 A
Consumo de Potência DC	-	-	250 mW
Eficiência de Conversão	-	93 %	-
Interconexões	Barramento CubeSat Kit de 104 pinos		
Interface	I^2C		
Saidas de Telemetria (I^2C)	- Temperatura da placa - Tensões de Entrada dos Conversores Fotovoltaicos - Correntes de Saída dos Conversores Fotovoltaicos - Tensão da Bateria - Correntes de Saída dos Conversores DC/DC - Quantidades de Bloqueios para cada Saída - Informações do software EPS		
Dimensões	96,0 mm x 90,0 mm x 26,0 mm		
Massa	± 225 g		
Temperatura de Operação	- 10°C a + 45°C		

Fonte: GomSpace - NanoPower P-series Datasheet

Todas as saídas de energia e os comandos via I^2C se encontram disponíveis nos barramento CubeSat Kit de 104 pinos.

As conexões desta placa com os painéis solares de cada face específicas e com a placa de baterias auxiliares é feita por meio de fios soldados, para maior segurança.

10.2.3 Placa de Baterias Auxiliares GomSpace NanoPower BP-4

A placa NanoPower BP-4, mostrada na Figura 20, oferece um aumento da capacidade de armazenamento de Para aumento da capacidade de armazenamento nominal de 37,5 Wh, aumentando a capacidade total para 55 Ah.

É equipada com sensores de temperatura e opcionalmente pode dispor de sistema de aquecimento e comutador de potência controlado.

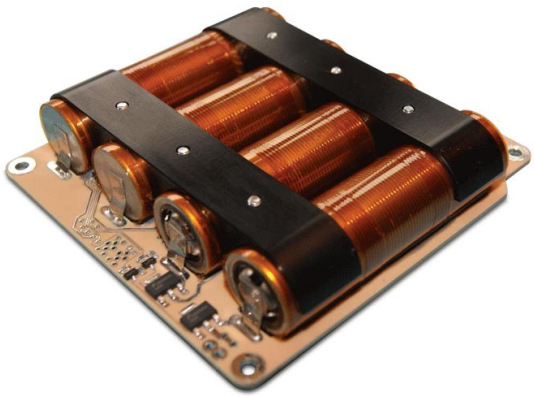


Figura 20: Placa de Baterias Auxiliares GomSpace NanoPower BP-4
Fonte: datasheet da GomSpace

A placa BP-4 é montada por baixo da placa de controle P31U-S, interligada a esta por um conector de 16 pinos, por onde há troca de controles por interface SPI (Figura 21).

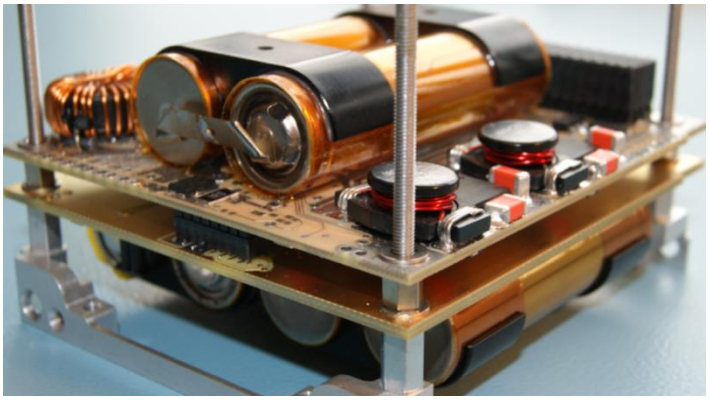


Figura 21: Posicionamento da Placa de Baterias Auxiliares
Fonte: datasheet da GomSpace

A conexão principal das baterias é feita por conexão soldada, por segurança.

10.3 SUBSISTEMA DE GESTÃO DE BORDO

Com exceção dos procedimentos específicos de controle de atitude, que terá um processador próprio, todo o tratamento de dados da plataforma será executado pela placa CubeComputer, da ESL (Electronic Systems Laboratory - University of Stellenbosch).

10.3.1 Placa de Computador de Bordo ESL CubeComputer

O CubeComputer é uma placa de computador de bordo padrão CubeSat, baseada no processador ARM Cortex-M4 de 32 bit, trabalhando a velocidade de 4 a 48 MHz, apresentando alta performance e baixo consumo (Figura 22).

Figura 22: Placa de Computador de Bordo ESL CubeComputer
Fonte: ECL - CubeComputer Datasheet Rev. B

O diagrama em blocos da placa ECL CubeComputer é mostrado na Figura 23.

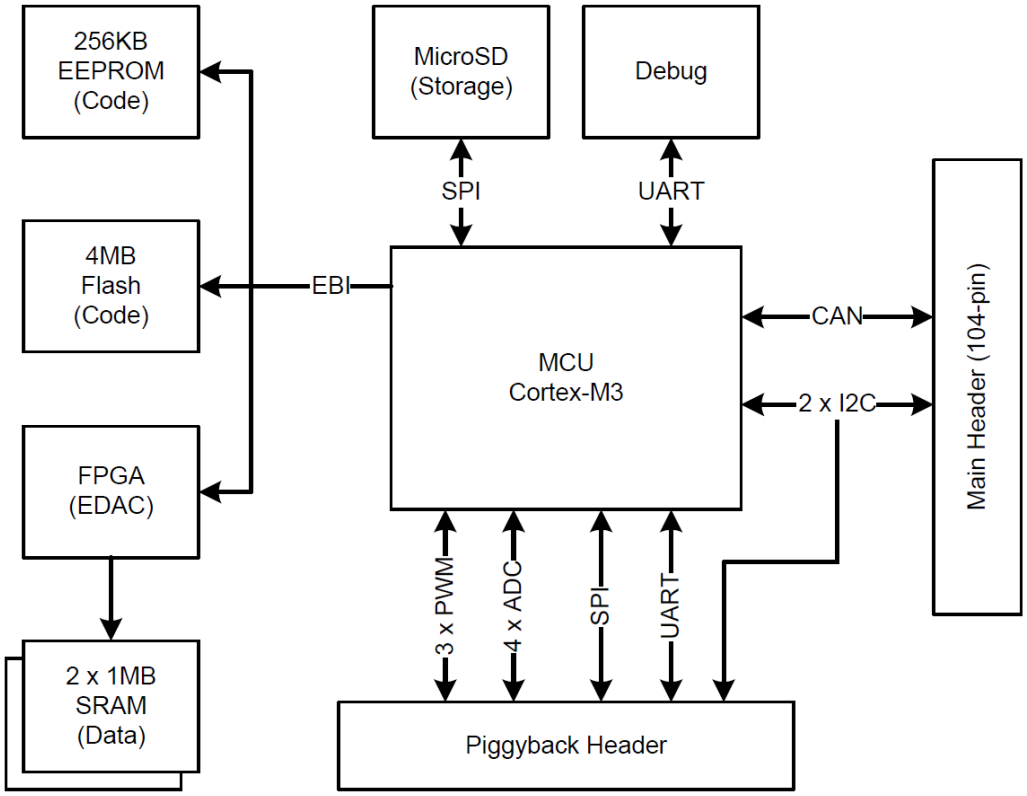


Figura 23. Diagrama de blocos da Placa ECL CubeComputer
Fonte: ECL - CubeComputer Datasheet Rev. B

As principais características elétricas do CubeComputer são mostradas no Quadro 5.

Quadro 5. Características Elétricas do CubeComputer

Symbol	Parameter	Min	Nom	Max	Unit
V_{CC}	Supply voltage	3.0	3.3	3.6	V
V_R	Reset Threshold		2.93		V
f	Clock Frequency	4		48	MHz
T_A	Operating Temperature	-10		70	°C
I_O*	MCU†				mA
	Fibonacci		39 / 23		
	while(1)		35 / 22		
	Stop Mode		24 / 19		
	Sleep Mode		23 / 19		
	Peripheral‡				
	UART		+6		
	CAN		+7	+25	
	ADC		+4		
	EEPROM		+9	+15	
	Flash		+17	+25	
	SRAM		+8	+27	
	microSD		+8	+60	
V_{I2C}	I^2C voltage levels	0	3.3 / 5		V
R_{I2C}	I^2C bitrate		400	1000	kps
V_{UART}	UART voltage levels		3.3		V

* @ V_{CC} = 3.3V, T_A = 25°C
† @ 48 MHz External crystal oscillator & 14 MHz internal RC oscillator
‡ Current consumption on top of stop mode current while being used

Fonte: CubeComputer Datasheet Rev B - Electronic Systems Laboratory - University of Stellenbosch

As principais características funcionais do CubeComputer são:

- Processador : Cortex-M4 (32 bit)
- Velocidade : 4 a 48 MHz
- Memórias :

  EEPROM : 256 KB (interna no processador)
  Flash : 4 MB (interna no processador)
  SRAM 2x1 MB (instalados na placa)
  MicroSD 2 GB max. (slot para MicroSD na placa)

- Comunicação :

  2 Interfaces I^2C
  1 Interface CAN

- Customização :

  Interface SPI

Interface UART

Interfaces ADC

Interfaces PWM

Interfaces GPIO

- Interligações

2 Conectores (54 pinos) do barramento CubeSat Kit (104 pinos)

1 Conector para interligação com FPGA

1 Conector para interligação do JTAG para programação

1 Conector para interligação de placa de expansão

10.4 SUBSISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

O controle de atitude tornou-se mais simples na versão CONASAT-0, pois não adota apontamento de uma das faces para o nadir. Isto se deve ao fato de serem utilizadas antenas com comportamento mais omnidirecional.

Será adotado controle de atitude com pequeno espinamento no eixo Z, mantido perpendicular ao vetor solar, para otimizar a captação de energia solar. O espinamento proporciona a exposição ao sol distribuída igualmente pelas faces. O ângulo de inclinação do eixo Z do satélite com relação ao eixo da terra deve ser tal que durante as passagens sobre o território nacional este seja mantido paralelo à superfície da terra.

Optou-se pela utilização de um processador exclusivo para o controle de atitude. Como sensores serão utilizados magnetômetro de 3 eixos, giroscópio de 3 eixos e sensores solares em cada face do satélite. Como atuadores serão utilizadas apenas bobinas de torque nos 3 eixos.

A placa escolhida possui, além do processador, toda a eletrônica e interfaceamento necessários para esta função.

Os componentes do subsistema estão assim distribuídos:

- Processador - o processador para uso exclusivo no controle de atitude está localizado na placa de controle de atitude.
- Magnetômetro - um chip com a função de magnetômetro de 3 eixos está localizado na própria placa do processador.

- Giroscópio - são utilizados 3 giroscópios MEMS de 1 eixo, localizados, como opcionais, em 3 dos painéis solares de faces não paralelas, obtendo-se assim a medição nos 3 eixos. Existe uma conexão por cabo entre os painéis solares e a placa processadora.
- Sensores solares - utilizados para avaliação da posição angular do satélite com relação ao sol, são localizados, como opcionais, em apenas 1 dos painéis solares de cada uma das faces do satélite. Como uma das faces será desprovida de painéis solares, teremos um total de 5 sensores. O mesmo cabo anterior faz a interligação.
- Bobinas de Torque - Apesar de haver a possibilidade da utilização de bobinas de torque localizadas também nos painéis solares, não adotaremos esta solução. Utilizaremos uma placa contendo 3 bobinas de torque de maior eficiência.

10.4.1 Placa de Processamento GomSpace NanoMind A712D

A NanoMind A712D é uma placa de processamento padrão CubeSat, baseada no processador ARM7 TDMI de 32 bit, trabalhando a velocidade de 4 a 48 MHz, apresentando alta performance e baixo consumo, com suporte para o interface bidirecional I^2C, CAN e UART (Figura 24).

Figura 24: Placa de Processamento GomSpace NanoMind A712D
Fonte: datasheet da GomSpace

Além de suas funções de processamento, possui recursos para atender ao Subsistema de Determinação e Controle de Atitude - 1 magnetômetro de 3 eixos, interfaces SPI para conexão com os sensores solares e giroscópios presentes nos painéis solares e 3 saídas PWM para acionamento de bobinas de torque.

As principais características da placa NanoMind A712D são mostradas abaixo:

- Processador ARM7, arquitetura RISC, *clock* de 8 a 40 MHz
- Memória SRAM de 4MB
- Memória FLASH paralela de 4MB para armazenamento exclusiva de código
- Memória FLASH paralela de 4MB para armazenamento de código e dados
- Soquete para Cartão MicroSD
- Interface I^2C
- Interface CAN
- Interface serial para diagnóstico com adaptador USB
- 3 saídas PWM com *drivers H-bridge* bidirecional para acionamento das bobinas de torque (*magnetotorquers*)
- 6 entradas analógicas com amplificadores e conversores analógico-digital, para conexão de fotodiodos instalados nos painéis solares, para medição de intensidade do sol nas faces do satélite
- Interface SPI opcional para conexão de giroscópio instalado em painel solar

O diagrama em blocos da placa NanoMind A712D é mostrado na Figura 25.

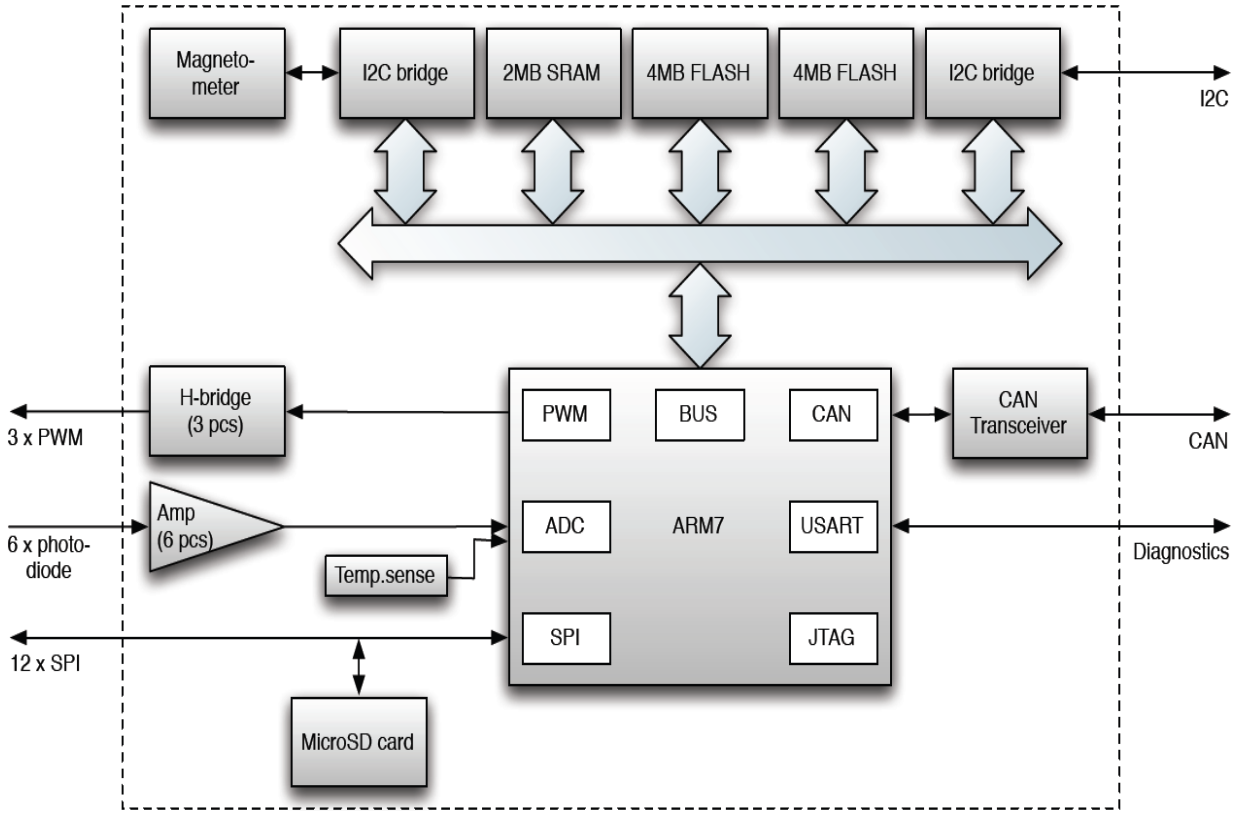


Figura 25. Diagrama de blocos da Placa NanoMind A712D
Fonte: GomSpace - NanoMind A712D Datasheet

A tabela 10 mostra as características elétricas da placa NanoMind A712D.

Tabela 8. Características Gerais da Placa NanoMind A712D

Parâmetros	Condições	Valores		
		Mínimo	Típico	Máximo
VCC	Tensão de Alimentação	3,08 V	3,30 V	3,40 V
Tensão de RESET			3,06 V	
Consumo de Corrente	Executando a partir da RAM a 40MHz Executando a partir da RAM a 8MHz		70,0 mA 37,0 mA	89,0 mA 48,0 mA
Consumo de Corrente Adicional	Executando a partir da Memória FLASH Apagamento de Memória FLASH Escrita de Memória FLASH Magnetrômetro Ligado Barramento CAN operando		3,0 mA 8,9 mA 5,1 mA 5,3 mA 10,0 mA	 11,0 mA 6,0 mA 17,0 mA
Frequência de Clock		8 MHz	40 MHz	40 MHz
Temperatura de Operação		-40°C		+60°C
Saída PWM - Tensão de Alimentação - Tensão de Saída - Corrente de Saída - Frequência - Resolução	Máximo por Canal e Total Geral	 3,3 V - 5 V	 153 Hz 8 bit	 5 V 5 V 3 V 1 MHz
Entrada de Fotodiodo - Corrente de Entrada - Resolução	 Corrente resultante em saturação Conversão Analógica-Digital		 10 bit	 1,67 mA
Magnetômetro - Faixa de Campo Mag - Tempo de Medição - Resolução - Relação SNR		 - 4 G	 10 ms 7 mG 70 dB	 + 4 G
Interface I^2C - Tensão - Velocidade		 0 V	 337Kbps	 3,3 V 400Kbps

Fonte: GomSpace - NanoMind A712D Datasheet

10.4.2 Placa de Bobinas de Torque em 3 eixos ISIS MagneTorQuer (iMTQ)

O ISIS MagneTorQuer (iMTQ) é uma placa para CubeSat composta por 3 bobinas de torque de alta eficiência. O eixo Z utiliza bobina plana com núcleo de ar, ao passo que os eixos Z e Y são servidos por bobinas cilíndricas alongadas enroladas sobre núcleo em material com permeabilidade magnética, o que lhes confere maior eficiência de atuação, em média o dobro com relação à bobina convencional (Figura 26).

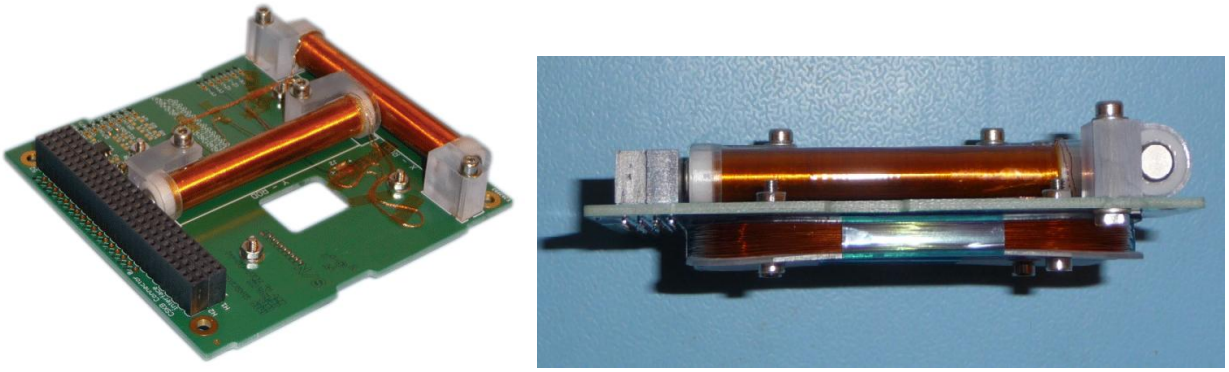


Figura 26: Placa de Bobinas de Torque em 3 eixos ISIS MagneTorQuer (iMTQ)
Fonte : datasheet da ISIS

10.5 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA E TELECOMANDOS

O link de telemetria utilizará frequência na faixa de VHF e o de telecomando, na faixa de UHF. Essas faixas são muito utilizadas para comunicação de CubeSats e contam com a disponibilidade de estações terrenas de controle de baixo custo. Outra vantagem é a possibilidade de contar com o auxílio de outras estações, como, por exemplo, a do projeto NanoSatC-BR.

A comunicação será feita por uma placa transceptora transmitindo em VHF e recebendo em UHF.

O protocolo utilizado será o AX-25, também muito difundido em projetos CubeSat.

10.5.1 Placa Transceptora VHF/UHF ISIS TRXUV VHF/UHF

O VHF/UHF TRXUV é uma placa transceptora utilizada para links de telemetria e telecomando de satélites padrão CubeSat (Figura 27).

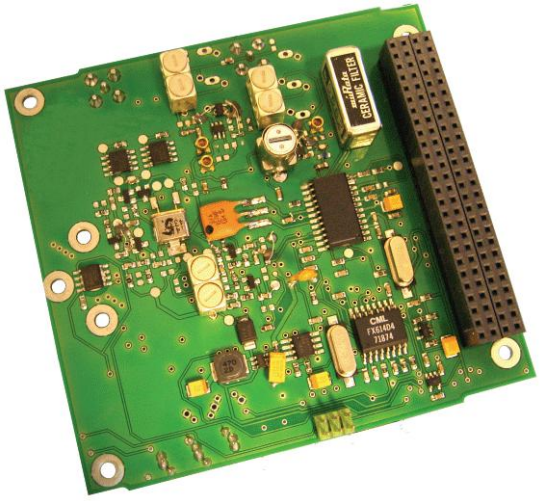


Figura 27: Placa Transceptora VHF/UHF ISIS TRXUV VHF/UHF
Fonte : datasheet da ISIS

Opera em full duplex, com link de subida de telecomando em UHF e descida de telemetria VHF, implementando o protocolo AX.25, realizando também a transmissão de sinal de "beacom".

Oferece também a possibilidade de funcionamento na modalidade de *Loopback*, quando exerce a função de um *transponder* para realização de testes dos enlaces.

A Figura 28 ilustra o diagrama de blocos desta placa.

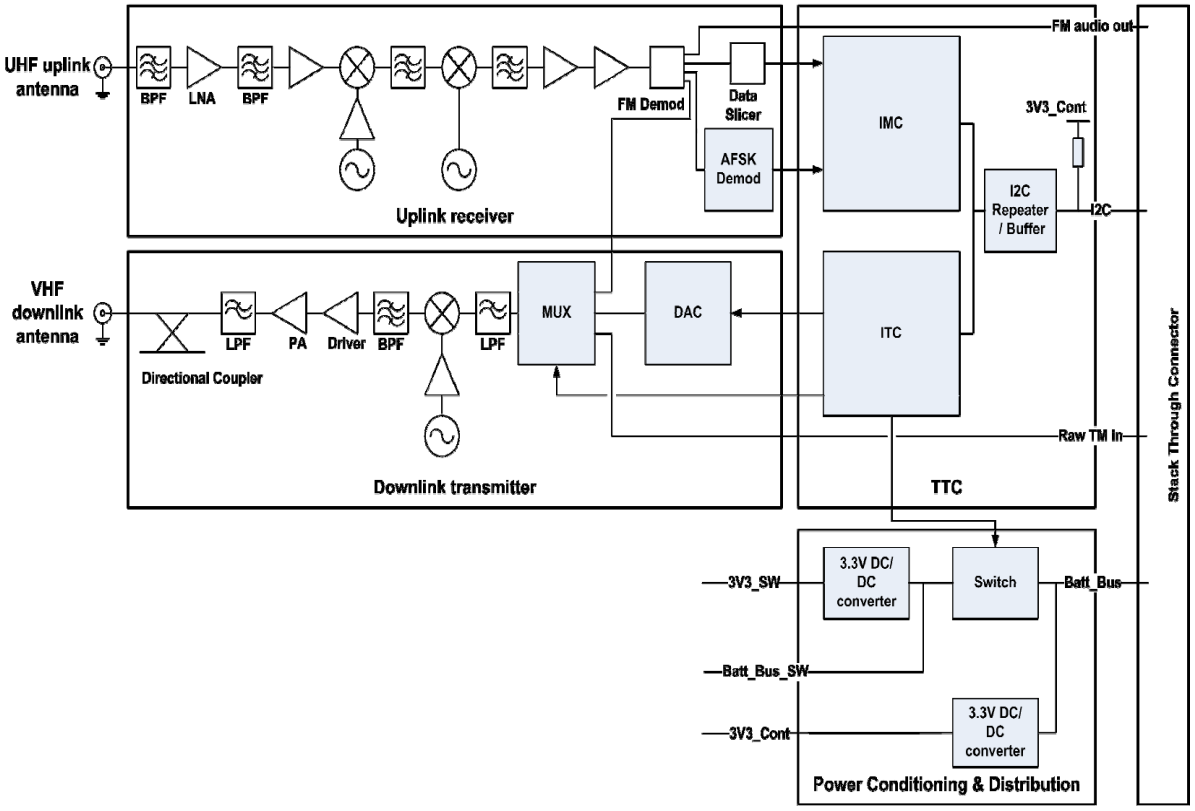


Figura 28: Placa Transceptora VHF/UHF ISIS TRXUV VHF/UHF
Fonte: GomSpace - NanoMind A712D Datasheet

A Tabela 9 resume suas principais características desta placa.

Tabela 9. Especificações do Transceptor TRXUV_VARA VHF/UHF

Especificações	Valores
Tensão de Alimentação	6,5 - 12,5 V DC
Consumo de Potência DC	< 1,55 W (transmissor ligado), < 0,2 W (somente recebendo)
Frequência de Transmissão	130 – 160 MHz
Potência de Transmissão	22 dBm
Taxa de Transmissão	1200 / 2400 / 4800 / 9600 bps
Modulação da Transmissão	Raised-Cosine Binary Phase Shift Keying (BPSK)
Frequência de Recepção	400 – 450 MHz
Sensibilidade de Recepção	- 104 dBm para BER = 10^{-5}
Modulação da Recepção	AFSK ou Manchester FSK (disponível FSK pura)

Protocolo	AX.25
Interconexões	Barramento CubeSat Kit de 104 pinos
Interface	I^2C
Saidas de Telemetria (I^2C)	- Temperatura do amplificador de saída - Intensidade do sinal de recepção - Tensão DC da saida do discriminador FM - Potência direta do transmissor - Potência refletida do transmissor - Consumo de corrente - Tensões no barramento
Conexões de RF	Conectores SMA fêmea, 50 ohm (entrada e saída)
Dimensões	96,0 mm x 90,0 mm x 15,0 mm
Massa	± 85 g (depende da configuração)
Temperatura de Operação	- 10°C a + 45°C

Fonte: GomSpace - NanoMind A712D Datasheet

10.5.2 Sistema de Antenas Deployable ISIS para VHF e UHF

As antenas *deployables* permitem dimensões de seus elementos irradiantes de até 55 cm, o que permite operar com frequências a partir de 136 MHz e são totalmente adaptadas para uso espacial (Figura 29).

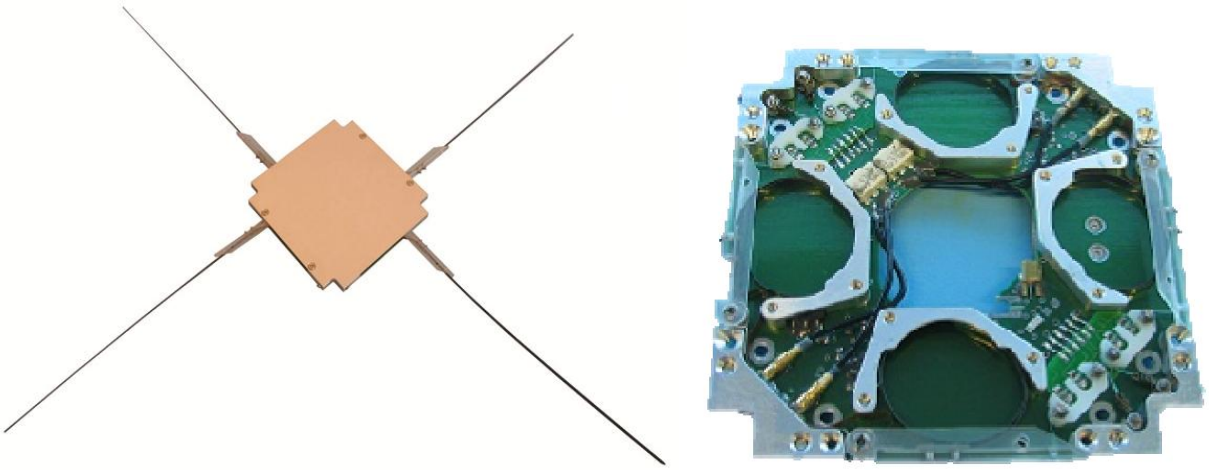


Figura 29: Sistema de Antenas Deployable ISIS para VHF e UHF
Fonte : datasheet da ISIS

Suas principais especificações estão resumidas na Tabela 10.

Tabela 10. Especificações das Antenas *Deployable*

Especificações	Valores
Impedância	50 Ohm
Potência Máxima de RF	2 W
Perdas de Inserção	< 1,5 dB

Faixas de Frequências	130 – 165 MHz (VHF) e 390 – 450 MHz (UHF)
Potência Elétrica (nominal/standby)	< 20 mW
Potência Elétrica de liberação	2 W
Massa	< 100 g (depende da configuração)
Dimensões (quando recolhida)	98 mm x 98 mm x 7 mm
Interconexões RF	Conectores SMA fêmea
Interconexões controle	Conector miniatura 9 pinos OMNETICS
Saidas de Telemetria (I^2C)	- Antenas recolhidas - Antenas liberadas - Temperatura

Fonte: datasheet da ISIS

10.6 CARGA ÚTIL

A carga útil é o Transponder desenvolvido no INPE/CRN, cujas especificações constam de documento específico. É composto de 3 placas mostradas na Figura 30.

10.6.1 Placa de Front End do Transponder

10.6.2 Placa do Processador Digital do Transponder

10.6.3 Placa de Transmissão do Transponder

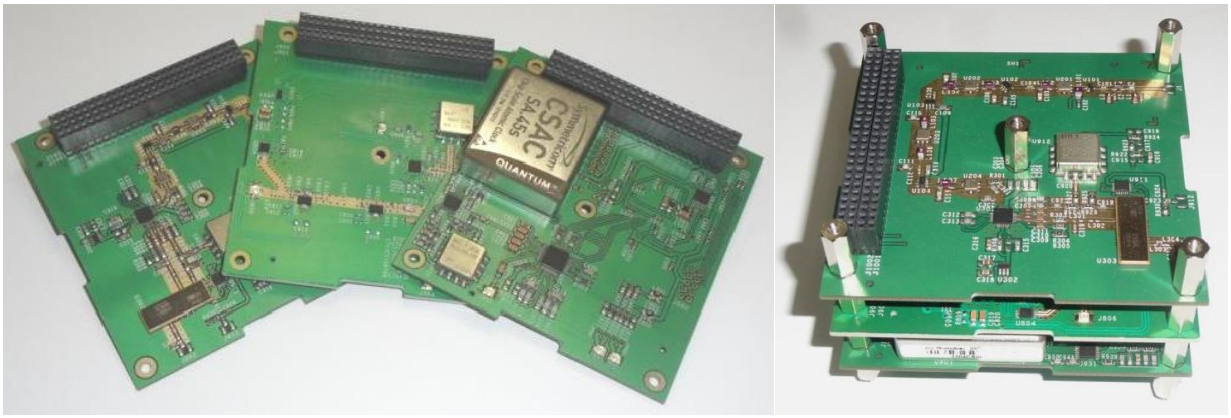


Figura 30: Sistema de Antenas Deployable ISIS para VHF e UHF
Fonte: INPE/CRN

10.6.4 Antenas Deployable ISIS UHF do Uplink do Transponder

Idêntica à utilizada para os links de Telemetria e Telecomando, contendo apenas um dipolo para UHF.

10.6.5 Antena Monopolo de Banda-S do Downlink do Transponder

Esta antena encontra-se em desenvolvimento no laboratório do INPE/CRN e será

basicamente um monopolo centralizado perpendicularmente na placa da face −Z, com o comprimento de seu elemento irradiante medindo aproximadamente 33 mm.

10.7 Interligações entre os Componentes

Um esboço geral das interligações entre os diversos componentes da plataforma é mostrada na Figura 31.

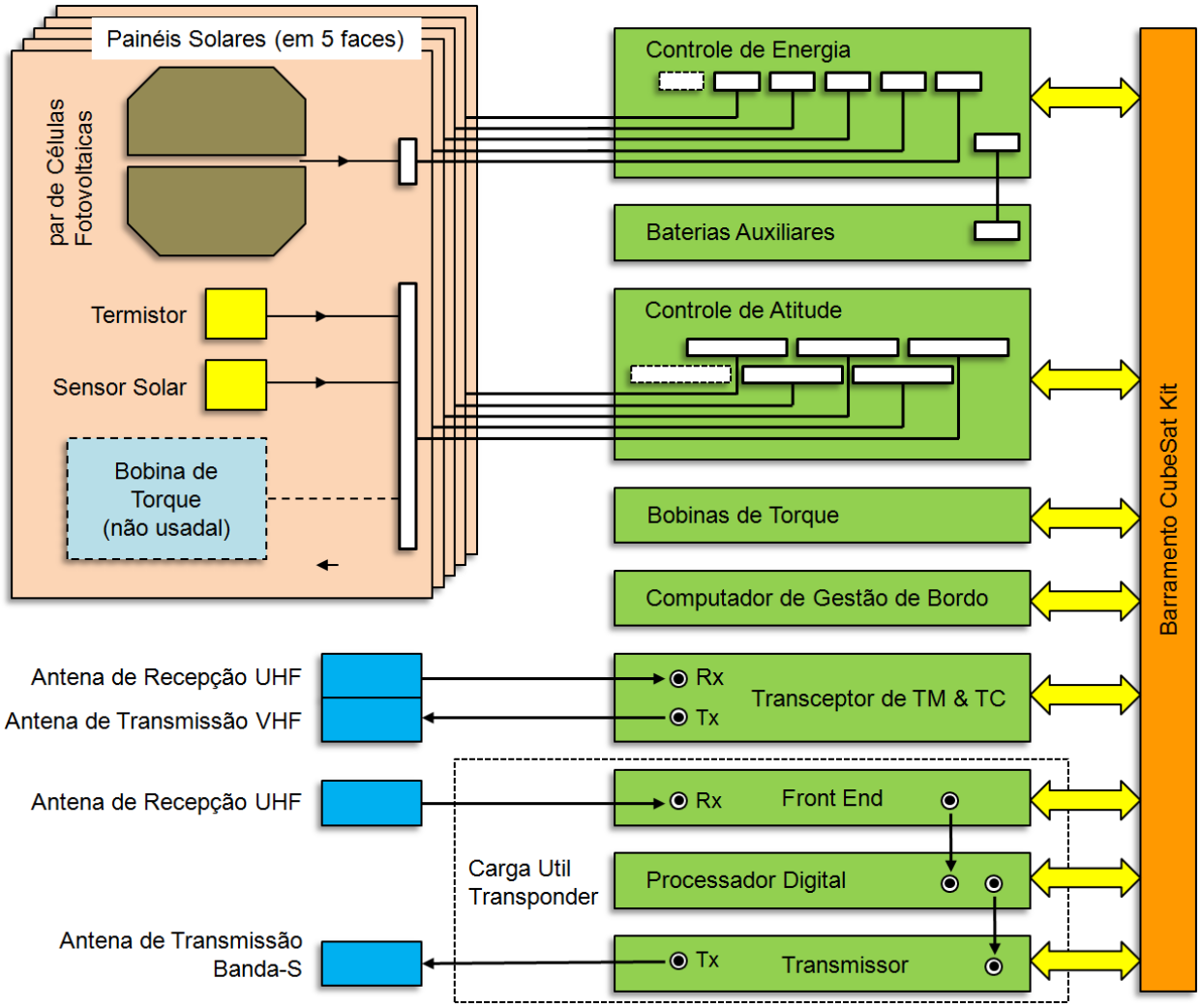


Figura 31: Interligação entre os componentes da plataforma CONASAT- Ø
Fonte: concepção própria

10.8 Distribuição dos Componentes

A distribuição dos componentes na plataforma levou em conta alguns fatores:

- Distribuição de massas - existe uma exigência do padrão CubeSat de que o centro de massa de um satélite 3U não deve distar mais do que 70 mm do seu centro geométrico, ao longo do eixo Z.
- Momento de Inércia - com a finalidade de favorecer o subsistema de controle de

atitude, deve-se procurar reduzir o momento de inércia dos eixos Y e Z, por meio da concentração de massas maiores mais próximo ao centro geométrico da estrutura.

- Conexões de Antenas - deve-se procurar colocar as placas que operam com rádio frequência convenientemente mais próximas de suas respectivas antenas.

Para uma primeira proposta de posicionamentos elaboramos uma planilha (Figura 32) onde as massas dos componentes são distribuídos em setores e é calculada com certa aproximação a distância entre os centros de massa e geométrico da plataforma.

SETOR	DISTÂNCIA (mm)		COMPONENTE	MASSA	MOMENTO	COMPONENTE	MASSA	MOMENTO
		Face +Z						
21	170,1		1 PAINEL SOLAR DE TOPO	59	10.036	ANTENA DEPLOYABLE	90	15.309
20	162,0							
19	153,9				0			0
18	145,8				0			0
17	137,7				0	TRANSCEPTOR DE VHF/UHF	85	11.705
16	129,6	MASSA TOTAL			0			0
15	121,5	(g)			0			0
14	113,4		4 PAINEIS SOLARES LATERAIS	236	26.762	COMP. BORDO	66	7.484
13	105,3	2.675,0			0			0
12	97,2				0			0
11	89,1				0	PROCESSADOR ADCS	55	4.901
10	81,0				0	INTERLIGADOR DE CUBOS	10	810
9	72,9				0			0
8	64,8							
7	56,7				0			0
6	48,6							
5	40,5				0			0
4	32,4				0			0
3	24,3	MOMENTO			0	BOBINAS DE TORQUE	195	4.739
2	16,2	TOTAL			0			0
1	8,1				0			0
0	0,0	(g . mm)	4 PAINEIS SOLARES LATERAIS	236	0	PLACA ENERGIA	225	0
-1	-8,1				0			0
-2	-16,2				0			0
-3	-24,3	10.562,4			0	PLACA BATERIAS	240	-5.832
-4	-32,4				0	INTERLIGADOR DE CUBOS	10	-324
-5	-40,5				0			0
-6	-48,6							
-7	-56,7				0	ANTENA DEPLOYABLE	90	-5.103
-8	-64,8							
-9	-72,9				0			0
-10	-81,0				0			0
-11	-89,1				0	PLACA FRONT-END	52	-4.633
-12	-97,2	DESVIO MÉDIO DO			0			0
-13	-105,3	C.G (mm)			0			0
-14	-113,4		4 PAINEIS SOLARES LATERAIS	236	-26.762			0
-15	-121,5	3,9			0	PLACA DIGITAL	89	-10.814
-16	-129,6				0			0
-17	-137,7				0	PLACA BACK-END	81	-11.154
-18	-145,8	MÁXIMO: ± 70 mm			0	INTERLIGADOR DE CUBOS	10	-1.458
-19	-153,9				0			0
-20	-162,0							
-21	-170,1				0	ANTENA BANDA-S	30	-5.103
		Face –Z						

Figura 32: Planilha para avaliação de centro de massa
Fonte: concepção própria