



CONASAT
CONSTELAÇÃO DE NANO SATÉLITES AMBIENTAIS

CONSTELAÇÃO DE NANO SATÉLITES PARA COLETA DE DADOS AMBIENTAIS

**Documento de Requisitos Preliminares - Fase A
(DRP)**

Versão 1.0

CNS- DRP-001

AGOSTO, 2012



Constelação de Nano Satélites

para Coleta de Dados Ambientais

INPE - CRN - Natal

Documento:
CNS- DRP-001

Versão:
1.0

Título: **Documento de Requisitos Preliminares - Fase A**

Registro de Propriedade do Documento

Autores	Organização	Data	Assinatura
Jeanne Samara dos Santos Lima	INPE/CNPq	12/07/2012	
Lúcio dos Santos Jotha	INPE/AEB/CNPq	12/07/2012	
Rafael Briani Biondi	INPE/AEB/CNPq	12/07/2012	
Pedro Silva de Aquino	INPE/AEB/CNPq	12/07/2012	
Valdemir Praxedes da Silva Neto	INPE/CRN	12/07/2012	

Aprovação	Organização	Data	Assinatura
Manoel Jozeane Mafra de Carvalho	INPE/CRN		
Otávio Cupertino Durão	INPE		

Histórico de Revisão

Revisão	Data	Descrição
00	12/07/2012	1ª Edição
01	12/07/2012	1ª Revisão
02	24/07/2012	2ª Revisão

Lista de Distribuição

Destinatário	Organização

ÍNDICE

LISTA DE FIGURAS.....	5
LISTA DE TABELAS.....	6
LISTA DE QUADROS.....	6
1. DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DOCUMENTOS REFERENCIADOS.....	7
1.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS	7
1.2 DOCUMENTOS REFERENCIADOS	7
2. INTRODUÇÃO.....	8
3. ANÁLISE DA MISSÃO	10
3.1 OBJETIVOS DA MISSÃO.....	10
3.2 RESTRIÇÕES DA MISSÃO.....	11
3.3 REQUISITOS DO USUÁRIO.....	11
3.4 REQUISITOS DA MISSÃO	13
4. ARQUITETURA DA MISSÃO.....	14
4.1 SEGMENTO ESPACIAL	14
4.2 SEGMENTO TERRESTRE	16
4.2.1 Estações Terrenas Receptoras de Dados da Missão.....	16
4.2.2 Centro de Dados	16
4.2.3 Centro de Controle da Missão	16
4.2.4 Operadores	17
4.2.5 Usuários Finais	17
4.3 SEGMENTO LANÇADOR	17
5. ANÁLISE ORBITAL.....	19
5.1 DESCARTE DO SATÉLITE.....	19
5.1.1 Cálculo do Decaimento Natural.....	20
5.2 COBERTURA E TEMPOS DE REVISITA.....	23
6. SUBSISTEMA ESTRUTURAL	29
7. SUBSISTEMA DE ENERGIA ELÉTRICA	32
7.1 PAINÉIS SOLARES.....	32
7.2 UNIDADE DE CONVERSÃO E ARMAZENAMENTO DE ENERGIA ELÉTRICA.....	33
7.3 AVALIAÇÃO DE POTÊNCIA.....	35
7.4 ANÁLISE DE CONSUMO E CARGA DAS BATERIAS.....	36
8. SUBSISTEMA DE COMPUTADOR DE BORDO	39
8.1 ARQUITETURA DO SISTEMA.....	39
8.2 COMPOSIÇÃO DO SISTEMA	39
8.2.1 Software	40
8.2.2 Hardware	41
8.3 MODOS DE OPERAÇÃO	43
8.4 A SOLUÇÃO PROPOSTA.....	44
9. SUBSISTEMA DE TELEMETRIA E TELECOMANDO	47
9.1 VISÃO GERAL DA ARQUITETURA DO SUBSISTEMA.....	47
9.2 IMPLEMENTAÇÃO DO SUBSISTEMA NO SEGMENTO ESPACIAL.....	48
9.3 O PROTOCOLO AX.25.....	50
10. ANTENAS.....	53
10.1 FREQUÊNCIAS DE OPERAÇÃO DO SATÉLITE.....	53

10.2	ANTENAS DE TELECOMANDO E TELEMETRIA.....	53
10.3	ANTENA PARA O UPLINK DO TRANSPONDER DCS.....	56
10.4	ANTENA PARA O DOWNLINK DO TRANSPONDER DCS	58
11.	CARACTERIZAÇÃO DOS ENLACES (LINK BUDGET).....	60
11.1	PARÂMETROS DE ANÁLISE	60
11.1.1	<i>Distância Máxima dos Links</i>	60
11.1.2	<i>Potência Recebida</i>	61
11.1.3	<i>EIRP (Effective Isotropic Radiated Power)</i>	62
11.1.4	<i>Perdas no Espaço Livre</i>	62
11.1.5	<i>Perdas por Polarização</i>	62
11.1.6	<i>Ruídos</i>	63
11.1.7	<i>Perdas Suplementares</i>	64
11.1.8	<i>Parâmetro de desempenho do link de comunicação</i>	66
11.2	ANÁLISE DE RESULTADOS	66
11.3	CONSIDERAÇÕES FINAIS	68
12.	SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE	70
12.1	SENSORES	70
12.2	PROCESSAMENTO	71
12.3	ATUADORES	72
13.	CARGA ÚTIL (TRANSPONDER DCS).....	73
13.1	BLOCO FRONT-ËND	74
13.2	BLOCO PROCESSADOR DIGITAL.....	75
13.3	BLOCO "UP-CONVERTER"	76
13.4	BLOCO DE GERAÇÃO DE FREQUÊNCIAS & DISTRIBUIÇÃO DE POTÊNCIA	77
	ANEXO 1 - O PADRÃO CUBESAT	79
	ANEXO 2 - O PADRÃO FÍSICO DAS PLACAS PARA CUBESAT	82
	ANEXO 3 - O BARRAMENTO CUBESAT KIT	83
	ANEXO 4 - O INTERFACE ELÉTRICO I²C.....	85

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Representação do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais.....	8
Figura 2. Definição básica do Projeto CONASAT	10
Figura 3. Visão Geral da Arquitetura da Missão	14
Figura 4. Diagrama em Blocos da Plataforma Proposta para o Segmento Espacial	15
Figura 5. Visão Geral do Segmento Terrestre	16
Figura 6. Ejetor Padronizado para CubeSat - P-Pod	17
Figura 7. Perfis de Decaimento do CONASAT para Órbita Inclinada de 30°	22
Figura 8. Um plano orbital contendo seis satélites	24
Figura 9. Dois planos orbitais contendo três satélites cada.....	24
Figura 10. Três planos orbitais contendo dois satélites cada	25
Figura 11. Seis planos orbitais contendo um satélite cada.....	25
Figura 12. Passagens com revisita de até 1 hora X quantidade de planos orbitais (6 satélites)	28
Figura 13. Tempo máximo de revisita X quantidade de planos orbitais (6 satélites)	28
Figura 14. Dimensões da plataforma ISIS 8U - painéis laterais	29
Figura 15. Dimensões da plataforma ISIS 8U - painéis topo/fundo.....	30
Figura 16. Modelo Ilustrativo da estrutura da plataforma 8U.....	31
Figura 17. Configuração dos painéis solares da plataforma.....	32
Figura 18. Placa NanoPower P31U Figura 19. Placa de baterias NanoPower BP4	33
Figura 20. Diagrama de Blocos do Subsistema de Energia Elétrica	34
Figura 21. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 30° - beta 0°	37
Figura 22. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 30° - beta 53°	37
Figura 23. Processamento descentralizado.....	39
Figura 24. Camadas do Software.....	40
Figura 25. Diagrama de blocos das funções de um computador	42
Figura 26. Modos e Tarefas do OBC	44
Figura 27. Placa de Computador de Bordo NanoMind A712C	44
Figura 28. Diagrama de blocos do Computador de Bordo NanoMind A712C.....	45
Figura 29. Visão geral da arquitetura do sistema	48
Figura 30. Placa transceptora	48
Figura 31. Diagrama de Blocos da Placa Transceptora para Telemetria e Telecomando	49
Figura 32. Modelo de Máquinas de Estado para o Protocolo AX.25 (Link Simples)	50
Figura 33. Estrutura do Frame no protocolo AX.25	51
Figura 34. Deployable Antenna System.....	54
Figura 35. Compartimentos das antenas Figura 36. Mecanismo de liberação.....	55
Figura 37. Diagrama de Bloco Deployable Antennas System	55
Figura 38. Estrutura de uma Antena <i>Patch Microstrip</i>	56
Figura 39. Perda de Retorno Simulada ($f_r = 401,6$ MHz).....	57
Figura 40. Diagrama de Radiação da Antena.....	57
Figura 41. Perda de Retorno Medida	58
Figura 42. Foto da maquete do CONASAT para teste da antena	58
Figura 43. Arquitetura de Comunicações do CONASAT	60
Figura 44. Ilustração da Máxima Distância de Link	61
Figura 45. Temperatura de Ruído Estimada para Diferentes Fontes Externas.....	63
Figura 46. Atenuação Devido às Perdas Atmosféricas	65
Figura 47. Placa GPS Receiver	71
Figura 48. Placa ADCS	72
Figura 49. Placa iMTQ Figura 50. Rodas de Reação MAI-400.....	72
Figura 51. Diagrama em Blocos do Transponder	73
Figura 52. Bloco "Front-End".....	74
Figura 53. Bloco Processador Digital	75
Figura 54. Algoritmo "CORDIC"	76
Figura 55. Bloco "Up-Converter"	76
Figura 56. Bloco de Geração de Frequências & Distribuição de Potência	77

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Avaliação de Massa	21
Tabela 2. Resumo dos tempos máximos de decaimento	22
Tabela 3. Dados obtidos para 1 plano orbital contendo 6 satélites	26
Tabela 4. Dados obtidos para 2 planos orbitais contendo 3 satélites cada	26
Tabela 5. Dados obtidos para 3 planos orbitais contendo 2 satélites cada	26
Tabela 6. Dados obtidos para 6 planos orbitais contendo 1 satélite cada	27
Tabela 7. Especificações principais do Sistema de Energia	34
Tabela 8. Avaliação de Potência	35
Tabela 9. Resumo das potências médias geradas e consumidas	38
Tabela 10. Características Gerais da Placa NanoMind A712B	46
Tabela 11. Especificações do Transceptor TRXUV_VARA VHF/UHF	49
Tabela 12. Especificações das Antenas <i>Deployable</i>	54
Tabela 13. Especificações da Antena Planar do Downlink do Transponder DCS	59
Tabela 14. Típicos para Temperatura de Ruído em Links de Comunicação por Satélite	64
Tabela 15. Parâmetros Calculados do <i>Uplink</i> do Transponder DCS	67
Tabela 16. Parâmetros Calculados do <i>Downlink</i> do Transponder DCS	67
Tabela 17. Parâmetros Calculados do <i>Downlink</i> de Telemetria	68
Tabela 18. Parâmetros Calculados do <i>Uplink</i> de Telecomando	68
Tabela 19. Valores da Relação Sinal/Ruído dos Enlaces	69

LISTA DE QUADROS

Quadro 1. Objetivos Primários da Missão	10
Quadro 2. Objetivos Secundários da Missão	11
Quadro 3. Restrições da Missão	11
Quadro 4. Requisitos Gerais	11
Quadro 5. Requisitos Orbitais	12
Quadro 6. Requisitos do Satélite	12
Quadro 7. Requisitos da Missão CONASAT	13
Quadro 8. Links de Comunicação	53
Quadro 9. Perdas por Polarização para diferentes combinações	63

1. Documentos Aplicáveis e Documentos Referenciados

1.1 Documentos Aplicáveis

- [DA1] Estudo de Uma Missão Espacial para Coleta de Dados Ambientais Baseada em Nano Satélites Estudo de Uma Missão Espacial para Coleta de Dados Ambientais Baseada em Nano Satélites (INPE/CRN)
- [DA2] Documento de Requisitos Preliminares – DRP Fase A (CONASAT)
- [DA3] Documento de Descrição da Missão – DDM (CONASAT)
- [DA4] Plano de Gerenciamento do Projeto (CONASAT)
- [DA5] Glossário de Termos do Projeto CONASAT

1.2 Documentos Referenciados

- [DR1] European Code of Conduct for Space Debris Mitigation
- [DR2] Space Mission Analysis Design – Second Edition – Wiley J. Larson and James R. Wertz (editors)
- [DR3] Spacecraft Power Systems – First Edition – Mukund R. Patel
- [DR4] Satellite Communications – Fourth Edition – Dennis Roddy
- [DR5] Satellite Systems, Principles and Technologies – First Edition – Bruno Pattan
- [DR6] ECSS-E-ST-10C: Space engineering - System engineering general requirements
- [DR7] ECSS-E-ST-10-06C: Space engineering - Technical requirements specification
- [DR8] Satellite Communications Systems – 5th Edition – Maral and Bousquet
- [DR9] Ax.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio - TAPR
- [DR10] Antenna Theory: Analysis and Design – Second Edition – Constantine A. Balanis
- [DR11] Análise do Sistema de Coleta de Dados da MECB/SS – INPE

2. INTRODUÇÃO

O Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCD) 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.

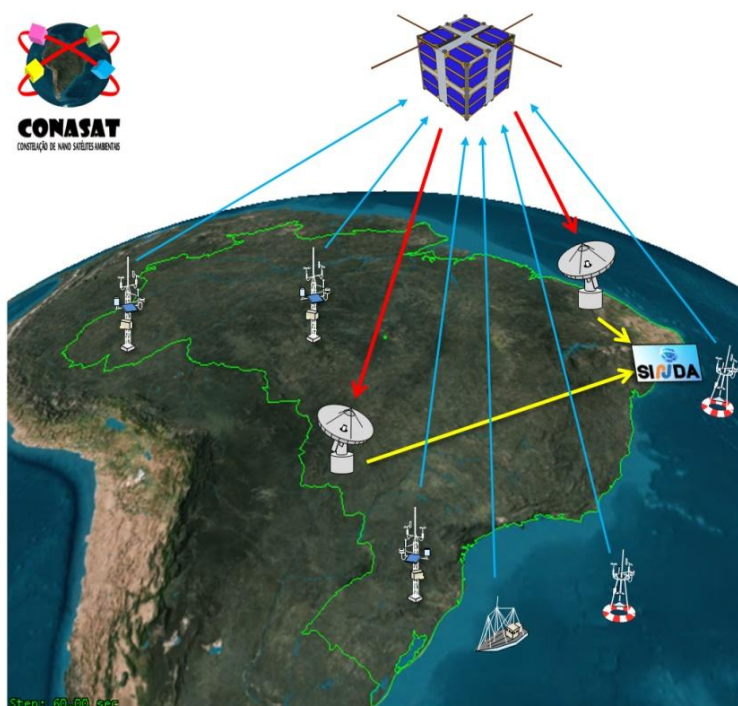


Figura 1. Representação do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais

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 401,62MHz.

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.

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.

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 "Estudo de uma Missão Espacial para Coleta de Dados Ambientais baseada em Nano Satélites".

Na fase inicial deste projeto (fase 0) foi feito um levantamento dos usuários do SBCD, com os quais foi realizada uma pesquisa visando avaliar a satisfação dos mesmos com as configurações atuais e detectar novas necessidades e adequações. Nesta fase foram definidos vários requisitos, baseados em uma análise direcionada para o melhor cumprimento da missão. Estes foram enumerados no documento CNS-DRUM-001, e suas implementações detalhadas no documento CNS-DDM-001, ambos apresentados durante a Revisão da Fase Zero (MDR), realizada no mês de junho/2011.

3. ANÁLISE DA MISSÃO

O projeto CONASAT foi desenvolvido a partir das 3 entradas representadas pelos Objetivos da Missão, Restrições da Missão e Requisitos do Usuários, a partir das quais foram definidos os Requisitos da Missão, conforme mostrado na Figura 2, que nortearam o desenvolvimento da Fase atual do projeto. Estes pontos, que foram apresentados no documento DRUM - Documento de Requisitos do Usuário e da Missão estão aqui condensados.

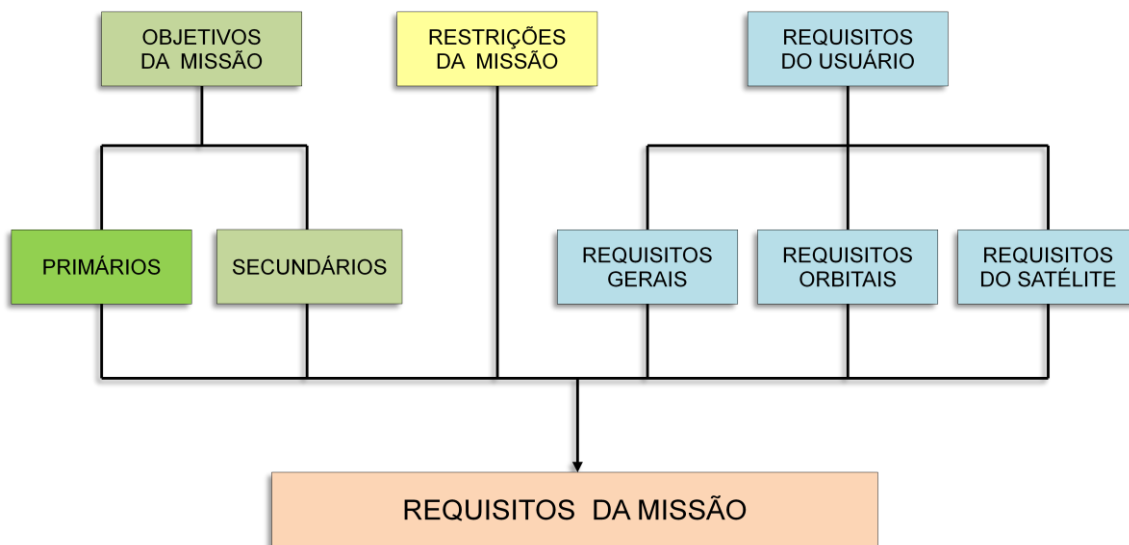


Figura 2. Definição básica do Projeto CONASAT

3.1 Objetivos da Missão

Os Objetivos da Missão, apresentados nos Quadros 1 e 2, exprimem o que se deseja alcançar com o cumprimento da missão, sendo agrupados em primários e secundários.

Quadro 1. Objetivos Primários da Missão

Referência	Objetivos Primários da Missão
CNS-OBM-01	Garantir a continuidade do serviço de coleta de dados ambientais para o SBCD por meio de uma constelação de nano-satélites de baixo custo.
CNS-OBM-02	Possibilitar a ampliação da capacidade do serviço de coleta de dados ambientais para o SBCD.
CNS-OBM-04	Formar especialistas no setor espacial brasileiro no segmento de desenvolvimento de nano-satélites.

Quadro 2. Objetivos Secundários da Missão

Referência	Objetivos Secundários da Missão
CNS-OBM-05	Desenvolver uma missão espacial a custos razoáveis à realidade brasileira.
CNS-OBM-06	Contribuir para a indução do desenvolvimento tecnológico na região Nordeste, para que esta possa nuclear a constituição de novo polo tecnológico.
CNS-OBM-07	Gerar uma demanda com escala para a indústria nacional, podendo criar oportunidades de novos negócios tecnológicos.

3.2 Restrições da Missão

As Restrições da Missão, mostrados no Quadro 3, representam as limitações impostas à execução do projeto, dentro das quais se procuram alternativas para a sua execução.

Quadro 3. Restrições da Missão

Referência	Restrições da Missão
CNS-RSM-01	O projeto deve apresentar o menor custo possível, mantendo um nível aceitável de confiabilidade.
CNS-RSM-02	Devem ser usados, na medida do possível, componentes COTS e subsistemas comerciais.
CNS-RSM-03	Deverá ser aproveitada ao máximo a infraestrutura terrestre hoje existente para atender ao Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais.
CNS-RSM-05	O descarte dos satélites deverá ser por meio de decaimento natural.
CNS-RSM-06	O descarte dos satélites deverá cumprir o Código de Conduta Europeu.

3.3 Requisitos do Usuário

Os Requisitos do Usuário definem os pontos necessários para que a missão seja cumprida adequadamente. Foram classificadas em 3 grupos; gerais, orbitais e referentes ao satélite, mostrados nos Quadros 4, 5 e 6.

Quadro 4. Requisitos Gerais

Referência	Requisitos Gerais
CNS-RQG-01	A carga útil do satélite será constituída por um Transponder DCS destinado a receber os sinais emitidos pelas PCDs e retransmití-los de volta para as Estações Receptoras Terrestres.
CNS-RQG-02	O Transponder DCS deverá ser compatível com as plataformas ARGOS-2.

CNS-RQG-03	A vida útil de cada satélite deve ser de no mínimo 24 meses.
CNS-RQG-04	O tempo máximo de revisita para todas as PCDs deve ser de 60 minutos em 95% do tempo.
CNS-RQG-05	O projeto deve obedecer às recomendações vigentes referentes ao descarte de detritos espaciais.
CNS-RQG-06	O satélite deverá ser capaz de monitorar parâmetros físicos internos e enviá-los à terra.
CNS-RQG-07	O satélite deve ter a capacidade de ligar e desligar o Transponder DCS.
CNS-RQG-08	O satélite deverá possuir um sistema de agendamento de telecomandos.
CNS-RQG-10	A cobertura dos satélites deve ser tal que possibilite captar sinais emitidos por boias e embarcações no mar territorial brasileiro.
CNS-RQG-11	A missão deve ter caráter operacional.

Quadro 5. Requisitos Orbitais

Referência	Requisitos Orbitais
CNS-RQO-01	A órbita do satélite deverá ser circular.
CNS-RQO-02	A órbita do satélite deverá ser inclinada.
CNS-RQO-03	A inclinação da órbita deve estar entre 25° e 30°.
CNS-RQO-04	A altitude da órbita do satélite deverá ser baixa (entre 400 km e 1000 km).

Quadro 6. Requisitos do Satélite

Referência	Requisitos do Satélite
CNS-RQS-01	O satélite deverá possuir massa entre 1 e 10 kg.
CNS-RQS-02	O satélite não possuirá sistema de propulsão.
CNS-RQS-03	O controle térmico do satélite deve ser passivo.
CNS-RQS-04	O sistema de fornecimento de energia elétrica deverá ser capaz de suprir o satélite em todos os seus modos de operação, até o fim de sua vida útil.
CNS-RQS-05	O satélite deve apresentar uma plataforma tal que possa ser adotada nos demais satélites da constelação.
CNS-RQS-06	O satélite deverá possuir um sistema de controle de atitude que mantenha sua face que contém as antenas do Transponder DCS sempre direcionado para o nadir.
CNS-RQS-07	O satélite deve ser provido de sistema de telemetria e telecomando.

3.4 Requisitos da Missão

A partir dos objetivos e restrições da missão e os requisitos dos usuários, foram criados os requisitos básicos da missão, reproduzidos no Quadro 7 a seguir, que representam as conclusões finais da Fase 0 (zero), e servem de entradas para nortear a fase seguinte do projeto (Fase A), de análise de viabilidade, onde são definidos os requisitos preliminares do projeto.

Quadro 7. Requisitos da Missão CONASAT

Referência	Requisitos da Missão
CNS-RQM-001	Desenvolvimento de uma constelação de satélites
CNS-RQM-002	Formação de recursos humanos para o setor espacial
CNS-RQM-003	Uso máximo de componentes COTS
CNS-RQM-004	Projeto INPE-CRN & instituições de ensino superior
CNS-RQM-005	Desenvolvimento máximo no Brasil
CNS-RQM-006	Adoção do padrão CubeSat
CNS-RQM-007	Garantia de vida útil de 24 meses
CNS-RQM-008	Descarte natural em 25 anos
CNS-RQM-009	Centro de Controle de Missão em Natal
CNS-RQM-010	Estações receptoras do DCS em Cuiabá e Alcântara
CNS-RQM-012	O Transponder DCS será a carga útil
CNS-RQM-013	Compatibilidade com o sistema ARGOS-2
CNS-RQM-016	Tempo de revisita máximo de 60 minutos em no mínimo 95% dos casos
CNS-RQM-017	Monitoramento e envio de parâmetros internos do satélite
CNS-RQM-018	Satélite capaz de controlar o Transponder DCS
CNS-RQM-019	Satélite possui telemetria e telecomando
CNS-RQM-020	Satélite com capacidade de agendar telecomandos
CNS-RQM-021	Órbita circular
CNS-RQM-022	Órbita inclinada
CNS-RQM-023	Inclinação da órbita entre 25° e 30°
CNS-RQM-024	Órbita de baixa altitude (entre 400 e 1000 km)
CNS-RQM-025	Controle térmico passivo
CNS-RQM-026	Garantia de produção de energia elétrica para todos os modos de operação
CNS-RQM-027	Adoção de arquitetura padronizada na constelação
CNS-RQM-028	Cobertura de todo o mar territorial nacional

4. ARQUITETURA DA MISSÃO

Neste capítulo são tratados os 3 elementos essenciais da arquitetura da missão, mostrados na Figura 3. Cada um destes segmentos tem importância crucial para o sucesso e viabilidade da missão e foram estudados nesta fase do projeto.

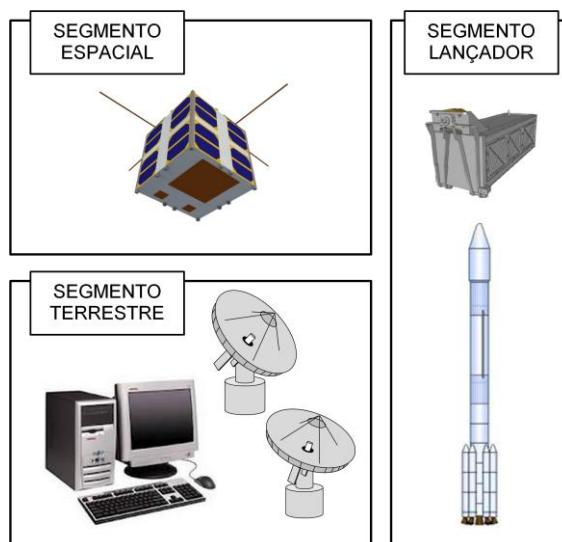


Figura 3. Visão Geral da Arquitetura da Missão

4.1 Segmento Espacial

Ao longo do desenvolvimento do projeto CONASAT algumas concepções foram pensadas para a plataforma a ser adotada para o segmento espacial, levando-se em conta os requisitos e as restrições da missão. O primeiro grande redirecionamento do projeto ocorreu após a revisão da Fase 0 (MDR), que acarretou, como maior mudança, a decisão da utilização de uma plataforma já pronta, adquirida no mercado especializado, onde seria embarcada e integrada a carga útil (o Transponder DCS, em desenvolvimento no INPE/CRN).

Já havia sido determinado nos requisitos da missão que a plataforma deveria seguir o padrão CubeSat (CNS-RQM-006). Esta plataforma, além de apresentar um custo relativamente baixo, devido à sua popularização, principalmente em projetos universitários, é facilmente aceita como carga secundária em lançadores comerciais, devido ao seu, também padronizado, dispositivo ejetor, o *P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer)*.

A configuração preliminar da plataforma, mostrada na Figura 4 abaixo, se baseia em um projeto redundante para garantir uma maior confiabilidade. Todos os seus subsistemas são duplicados e agrupados em dois conjuntos independentes controlados

por uma placa de chaveamento que, na ocorrência de falha de um dos subsistemas, comuta automaticamente para o conjunto redundante.

É adotado o tipo de "Redundância Fria", onde apenas um dos conjuntos se encontra ativo (energizado), enquanto o redundante permanece desligado. Exceção é feita para: o subsistema de energia e os receptores de telecomando, que se encontram permanentemente energizados.

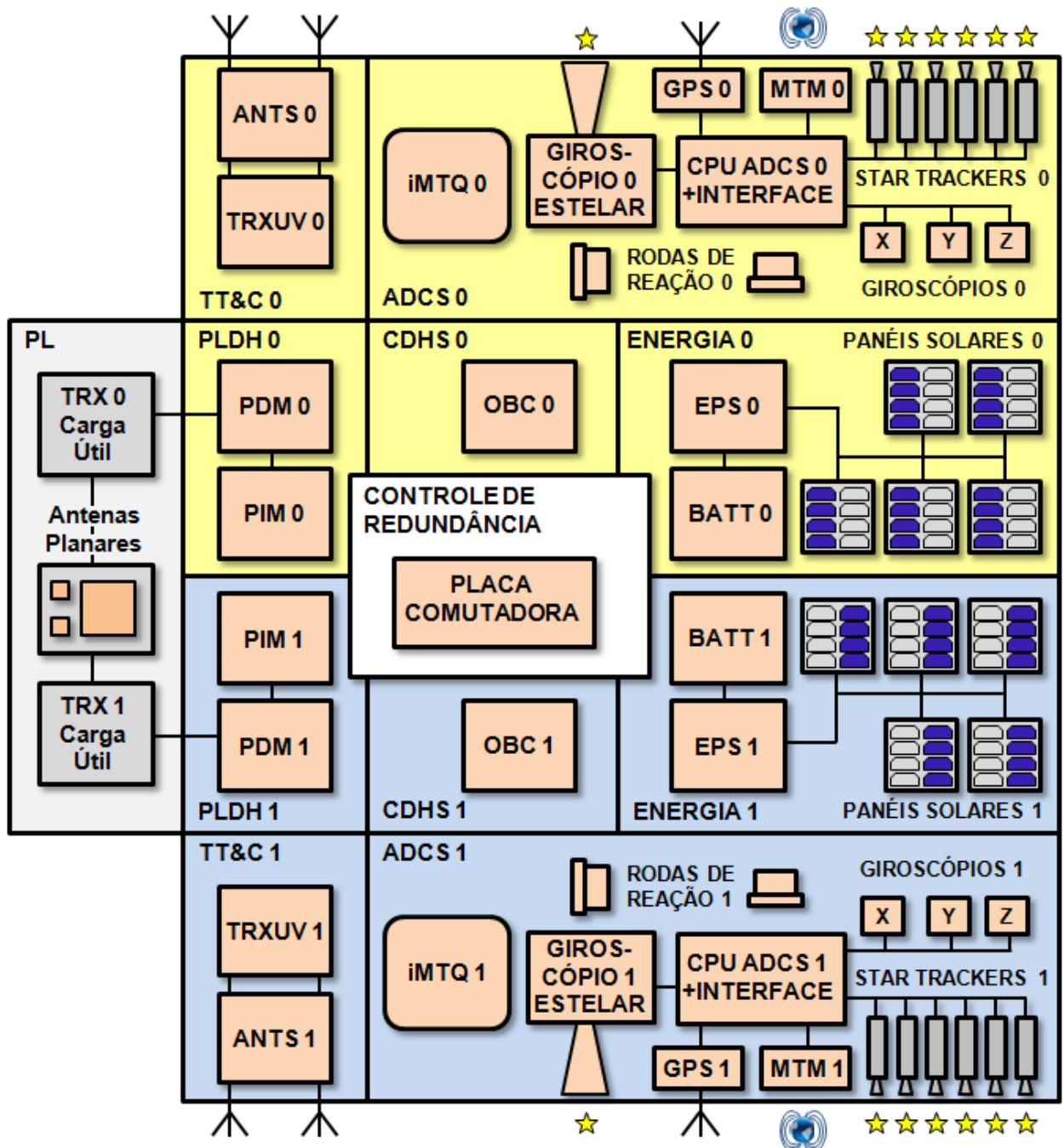


Figura 4. Diagrama em Blocos da Plataforma Proposta para o Segmento Espacial
Fonte: ISIS - CONASAT Mission Technical Design

4.2 Segmento Terrestre

A Figura 5 ilustra, em todos os aspectos, a estrutura necessária em terra para o completo apoio ao Segmento Espacial.

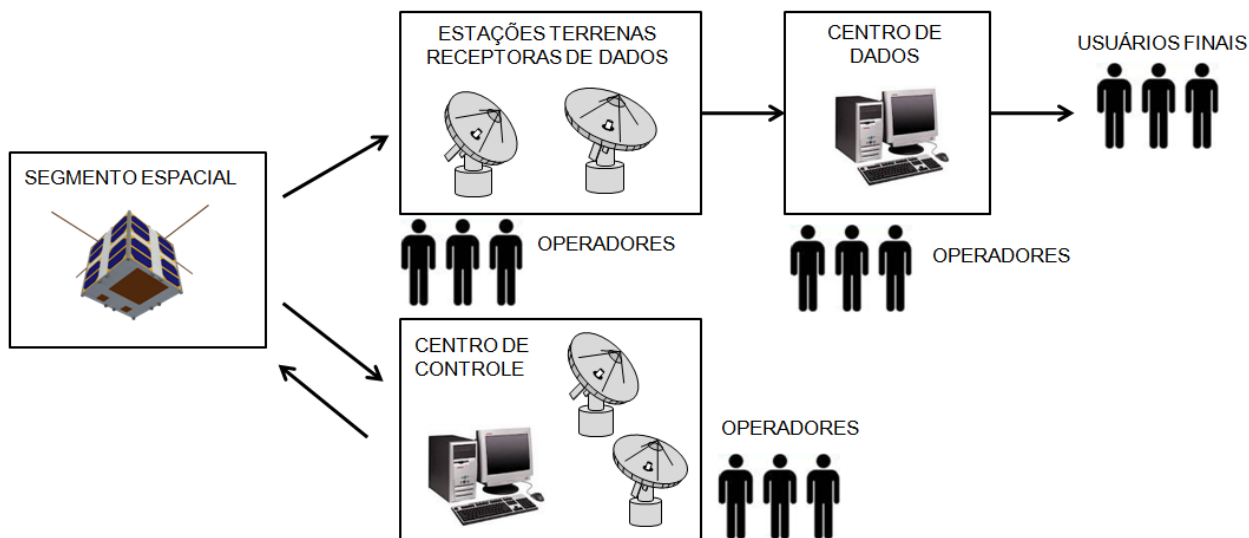


Figura 5. Visão Geral do Segmento Terrestre

4.2.1 Estações Terrenas Receptoras de Dados da Missão

Serão utilizadas as Estações Terrenas do INPE, existentes nas localidades de Cuiabá (MS) e Alcântara (MA), que já operam com os atuais satélites SCD-1 e SCD-2, que passarão assim a receber os dados adicionais dos satélites da constelação CONASAT.

4.2.2 Centro de Dados

Da mesma forma, será utilizada a estrutura já existente do SINDA (Sistema Nacional de Dados Ambientais), que está instalado na localidade de Natal (RN), para onde convergem os dados recebidos pelas Estações Terrenas de Cuiabá e Alcântara, e onde são tratados e disponibilizados para os usuários finais.

4.2.3 Centro de Controle da Missão

Este Centro tem a função de garantir a operação do Segmento Espacial, realizando o rastreamento, recepção de dados de telemetria, análise, tomada de decisões e envio de telecomandos.

O Centro de Controle da missão CONASAT será instalado em Natal (RN), com a aquisição de uma estação de telemetria e telecomando. Além desta estação, existe a possibilidade de se contar com o apoio das estações em implantação no INPE em Santa Maria (RS) e no ITA em São José dos Campos (SP), adquiridas para os projetos

de nano satélites.

4.2.4 Operadores

Serão necessários investimentos em Recursos Humanos para a Estação de Controle a ser implantada em Natal, envolvendo também treinamento.

4.2.5 Usuários Finais

Os Usuários Finais continuam a ser atendidos da mesma forma atual, ou seja, acessando pela Internet, via FTP, suas áreas específicas dentro do servidor do SINDA.

4.3 Segmento Lançador

No projeto de satélites, desde as fases iniciais, o lançamento é um componente que deve ser levado em consideração, principalmente no aspecto referente à interface entre o satélite e o lançador.

No caso de Cubesats, a plataforma ejetora é padronizada e denominada *P-Pod* (*Poly Picosatellite Orbital Deployer*), o que elimina a necessidade de projeto da interface de integração física com o lançador.

O *P-Pod* é um compartimento responsável por portar o satélite durante o lançamento, devendo atender os seguintes requisitos: garantia de proteção do veículo lançador e da carga útil principal de possíveis interferências provenientes de Cubesats; liberar o satélite com um mínimo de rotação; ter uma interface adaptável a uma variedade de veículos lançadores; apresentar a menor massa possível; e ser modularizável, permitindo o lançamento de mais de um Cubesat em cada missão. A Figura 6 mostra os detalhes construtivos de P-Pods.

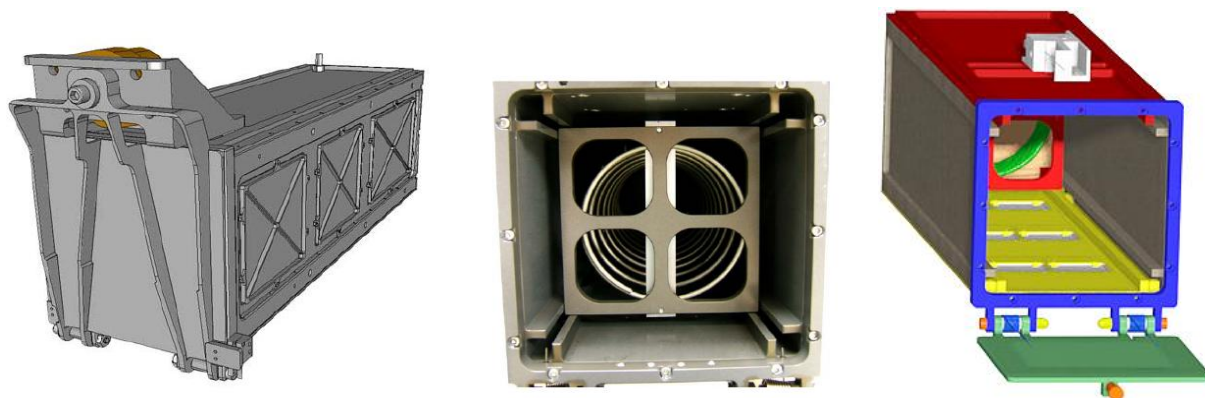


Figura 6. Ejetor Padronizado para CubeSat - P-Pod
Fonte: www.cubesat.org / www.satmagazine.com

O CONASAT utilizará uma estrutura física de tamanho 8U, diferente dos modelos básicos de 1, 2 ou 3U, mas existem variações desta plataforma ejetora para atender a este caso específico.

5. ANÁLISE ORBITAL

Esta parte do documento tem o objetivo de analisar a constelação de nano satélites, levando-se em consideração os aspectos de cobertura, tempos de revisita e o descarte.

Este último aspecto, tem fundamental importância na fase inicial, pois definirá a altitude máxima a ser adotada para a órbita, informação necessária para que possam ser feitos os estudos de cobertura e tempos de revisita.

5.1 Descarte do Satélite

Com o crescente aumento das atividades espaciais e da quantidade de satélites em órbita terrestre, surgiu uma preocupação com relação ao destino a ser dado aos detritos gerados. Em vista disto, foi criado o Código de Conduta Europeu [DR1], que em seu requisito SD-OP-03, parágrafo A, trata da Mitigação de Detritos Espaciais, determinando que todo satélite deve ser descartado de sua órbita em um tempo máximo de 25 anos após o encerramento do seu tempo de missão.

A retirada de órbita do satélite pode ser efetuada das seguintes formas:

- Uso de propulsores para que o satélite seja remanejado para uma órbita “cemitério”, ou para redução da altitude, fazendo com que o satélite seja lançado em direção à Terra e destruído pelo atrito com a atmosfera durante a reentrada.
- Aumento da superfície do satélite, potencializando o efeito do arrasto atmosférico para que seja reintroduzido na atmosfera terrestre, sendo destruído pelo atrito durante a reentrada.
- Escolha de altitude da órbita tal que, naturalmente, apenas pela ação do arrasto, ocorra a gradativa redução de velocidade do satélite ao longo do tempo, fazendo sua altitude diminuir até um limite em que a gravidade da Terra provoca sua queda e destruição pelo atrito durante a reentrada.

Levando-se em consideração que a plataforma CONASAT não apresenta mecanismos de propulsão, a primeira opção não pode ser considerada. A segunda é difícil de ser implementada, pois exige mecanismos de abertura de superfícies que podem complicar o projeto, aumentando a probabilidade de falhas. Desta forma, a terceira opção torna-se a mais viável.

5.1.1 Cálculo do Decaimento Natural

Os cálculos de decaimento foram realizados por meio do programa DAS (*Debris Assessment Software*) disponibilizado pela NASA. Os dados básicos utilizados para este cálculo são:

- **Forma e Dimensões do satélite** - A plataforma CONASAT, mostrada nas Figuras 14 e 15, em capítulo posterior, apresenta formato cúbico de dimensões 226 x 226 x 227 mm. Com estas dimensões pode-se calcular uma soma de área total das faces igual a **0,30736 m²**
- **Área Média de Arrasto** - De acordo com o documento descritivo do software DAS (NASA Technical Standard: NASA-STD-8719.14), para satélites de formato cúbico 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 **0,07684 m²**.
- **Massa Total do satélite** - A avaliação da massa total da plataforma é calculada pela soma das massas de todos os seus componentes, e para este caso foi de **8.276 g** (ver estimativa de massa na Tabela 1 abaixo).
- **Relação Área-Massa do satélite** - Toma como base a área média de arrasto e a massa total. Para este caso, pôde-se calcular uma relação área-massa igual a **0,009284679 m²/kg**.
- **Tipo de órbita** - Inclínada de 30° com relação ao equador, que representa o tipo ideal para o projeto.
- **Período de lançamento** - Pelo cronograma previsto para a evolução do projeto, considerou-se que o lançamento ocorrerá no ano de 2016. Este dado é importante pois a atividade solar, sujeita ao ciclo de 11 anos, tem grande influência no arrasto dos satélites.
- **Altitude da órbita** - Este estudo busca a determinação da altitude máxima possível para a órbita, visando respeitar o Código de Conduta Europeu, de modo a garantir que o tempo total de decaimento contemple o tempo de missão (vida útil do satélite) acrescido dos 25 anos estipulados pelo Código.

5.1.1.1 Avaliação de Massa da Plataforma

Para o cálculo da massa total da plataforma foi adotado um sistema de margens

fornecido pelo documento ISIS-Q12-040, que considera margem de 2% para componentes de voo qualificados, 5% para componentes qualificados que deverão sofrer pequenas modificações e 10% para componentes novos ou componentes qualificados que deverão sofrer grandes modificações. Além desta margem, é proposta uma margem de sistema de 5% a ser aplicada sobre o valor final obtido. A partir destas margens e dos dados fornecidos pelos fabricantes dos componentes pôde-se construir a Tabela 1 abaixo:

Tabela 1. Avaliação de Massa

Subsistema	Margem	Qtd.	Massa Total	Massa + Margem
Estrutura 8U	5%	1	1547 g	1624,35 g
Suporte para o Transponder DCS	10%	1	100 g	110 g
Telemetria e Telecomando - TT&C	2%	2	170 g	173,4 g
Computador de Bordo - OBC	2%	2	110 g	112,2 g
Conversor de Potência - EPS	2%	2	450 g	459 g
Baterias Extras - BATT	2%	2	480 g	489,6 g
Modulo de Dados do Transponder - PDM	5%	2	200 g	210 g
Interface com o Transponder - PIM	2%	2	100 g	102 g
Modulo de Controle de Atitude - ADCS	10%	2	500 g	550 g
Sistema de Antenas de TT&C - ANTS	2%	2	180 g	183,6 g
Rodas de Reação	2%	4	500 g	510 g
Modulo Magnetotorque - iMTQ	2%	2	400 g	408 g
Painéis Solares	5%	10	1000 g	1100 g
Cobertura do Nadir	10%	1	100 g	110 g
Interface do Satélite	5%	1	500 g	525 g
Cabeamento e Conectores	10%	-	100 g	110 g
Placa Comutadora	10%	1	100 g	110 g
Carga Útil (Transponder DCS)	10%	2	600 g	660 g
Sistema de Antenas da Carga Útil	10%	1	350 g	385 g
Total	-	-	7487 g	7882 g
Total + Margem do Sistema	5%	-	-	8276 g

5.1.1.1 Resultados Obtidos

Foram feitas simulações para valores de altitude de orbita de 600, 625, 650, 675 e 700

km, cujos resultados são retratados no gráfico da Figura 7, mostrando as curvas de decaimento de altitude ao longo do tempo. A partir daí podemos definir um valor máximo de altitude a ser adotado para a órbita.

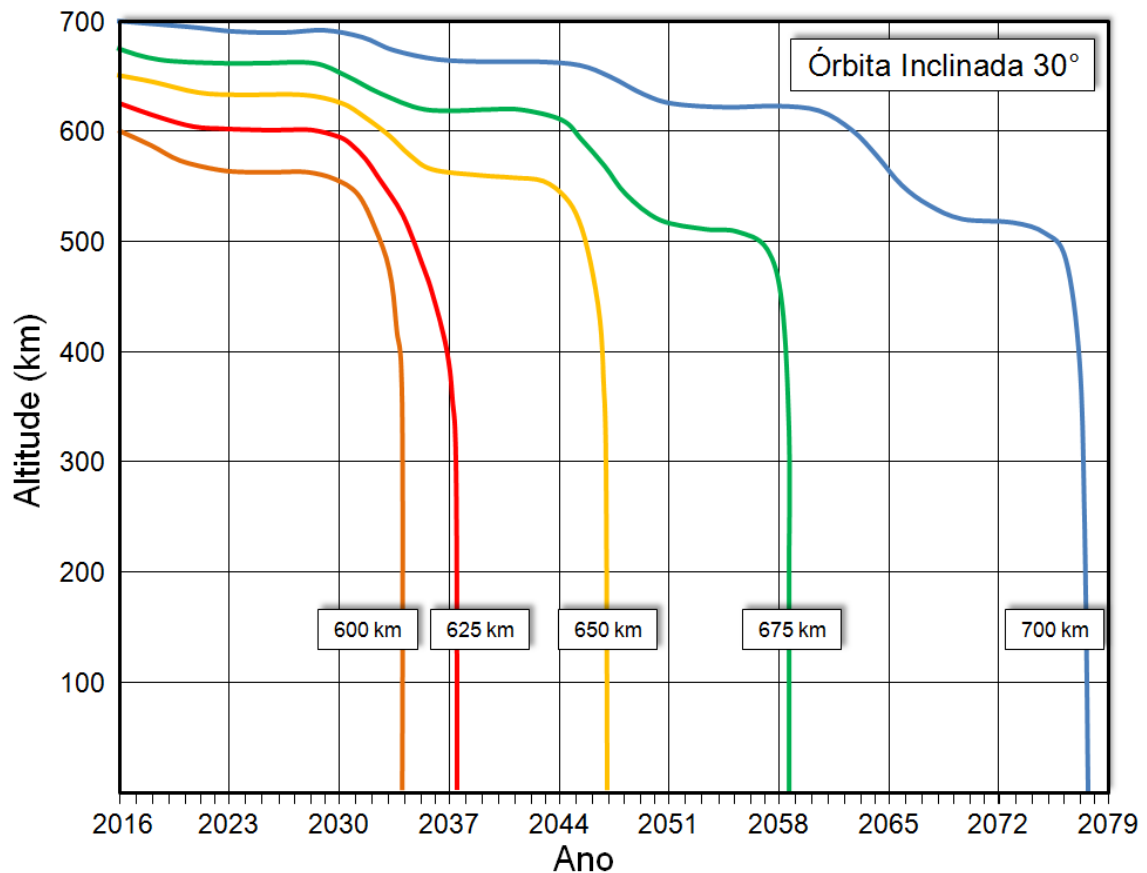


Figura 7. Perfis de Decaimento do CONASAT para Órbita Inclinada de 30°

Pode-se observar um resumo dos valores máximos obtidos de tempo de decaimento, para todos os casos considerados na Tabela 2, abaixo.

Tabela 2. Resumo dos tempos máximos de decaimento

Altitude	Tempo Máximo de Decaimento
600 km	17,9 anos
625 km	21,6 anos
650 km	30,9 anos
675 km	42,7 anos
700 km	61,7 anos

A conclusão destas análises é de que, se considerarmos um tempo de missão de 24 meses para o satélite, pode ser utilizada uma altitude máxima de órbita de aproximadamente 625 km.

5.2 Cobertura e Tempos de Revisita

Para que fosse satisfeito o Requisito de Missão CNS-RQM-016 (tempo de revisita máximo de 60 minutos em no mínimo 95% dos casos), o estudo apresentado no Documento de Descrição da Missão (DDM) avaliou o uso de constelações com 2, 4, 8 e 12 satélites. A partir destes estudos foi constatado que o uso de 4 satélites não satisfazia este requisito e o uso de 8 satélites satisfazia com folga considerável. Durante a fase A, novos estudos foram realizados e apontaram para a utilização de uma constelação composta por 6 satélites, distribuídos em um, dois, três ou seis planos orbitais.

As análises foram desenvolvidas no software STK, com o uso da ferramenta “*Walker*” de criação de constelações, e apresentam os resultados para as configurações compostas por seis satélites citadas anteriormente. Para este estudo foram consideradas quatro PCDs hipotéticas localizadas em pontos estratégicos do Brasil (Fernando de Noronha, Amazonas, Goiás e Rio Grande do Sul).

Foram consideradas também duas estações receptoras, localizadas em Alcântara/MA e Cuiabá/MS. Estas estações receptoras são as mesmas utilizadas para a recepção dos dados dos satélites SCD1 e SCD2, e o que norteou esta escolha foi o aproveitamento da estrutura de solo já existente no SBCD.

Os satélites apresentam órbitas circulares, com inclinação de 30 graus em relação ao equador, condição apontada pelo Documento de Descrição da Missão (DDM) e altitude de 625 km, conforme estudo apresentado no item 5.1.1.

Estas configurações podem ser observadas nas Figuras 8, 9, 10 e 11 abaixo:

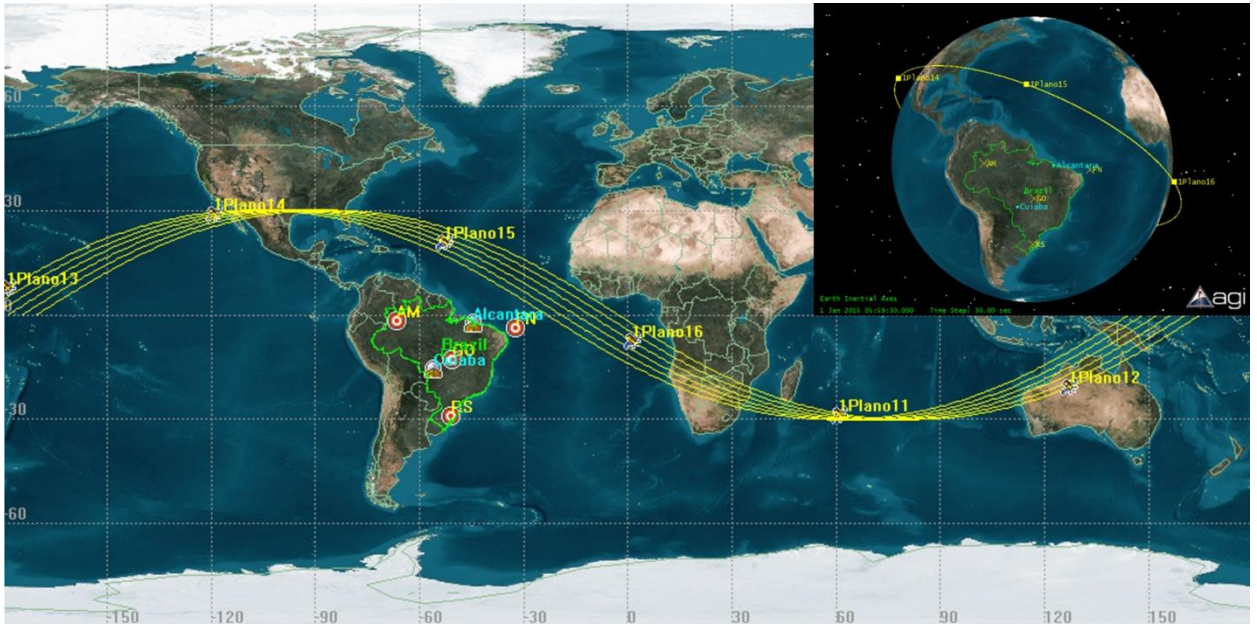


Figura 8. Um plano orbital contendo seis satélites

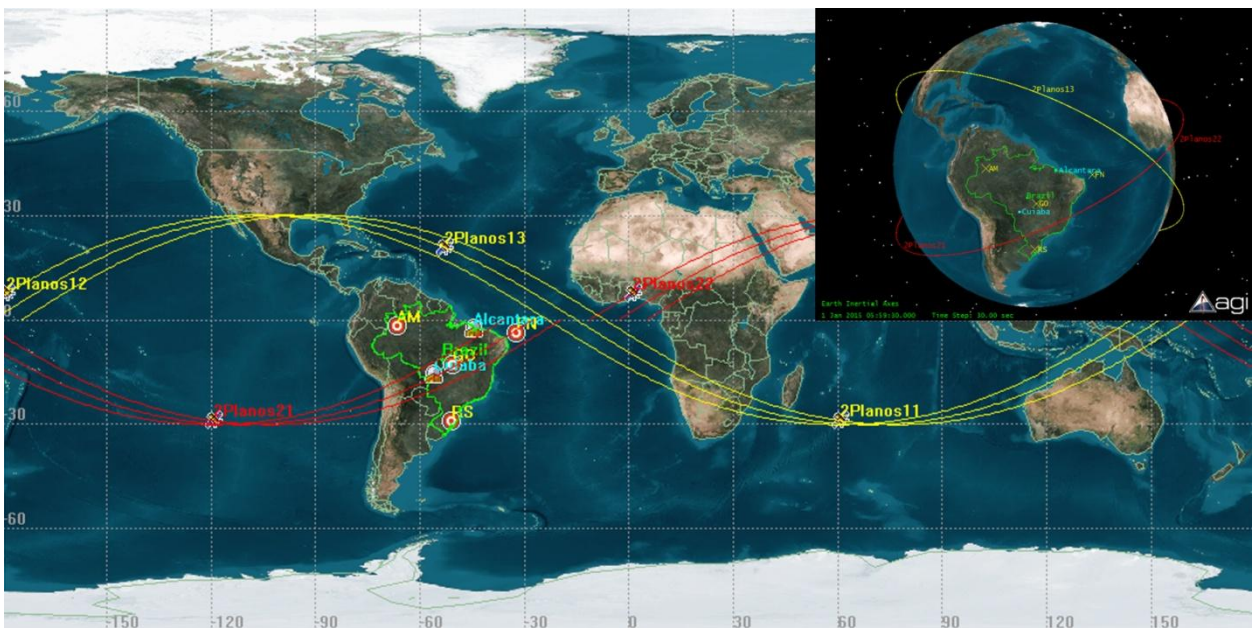


Figura 9. Dois planos orbitais contendo três satélites cada

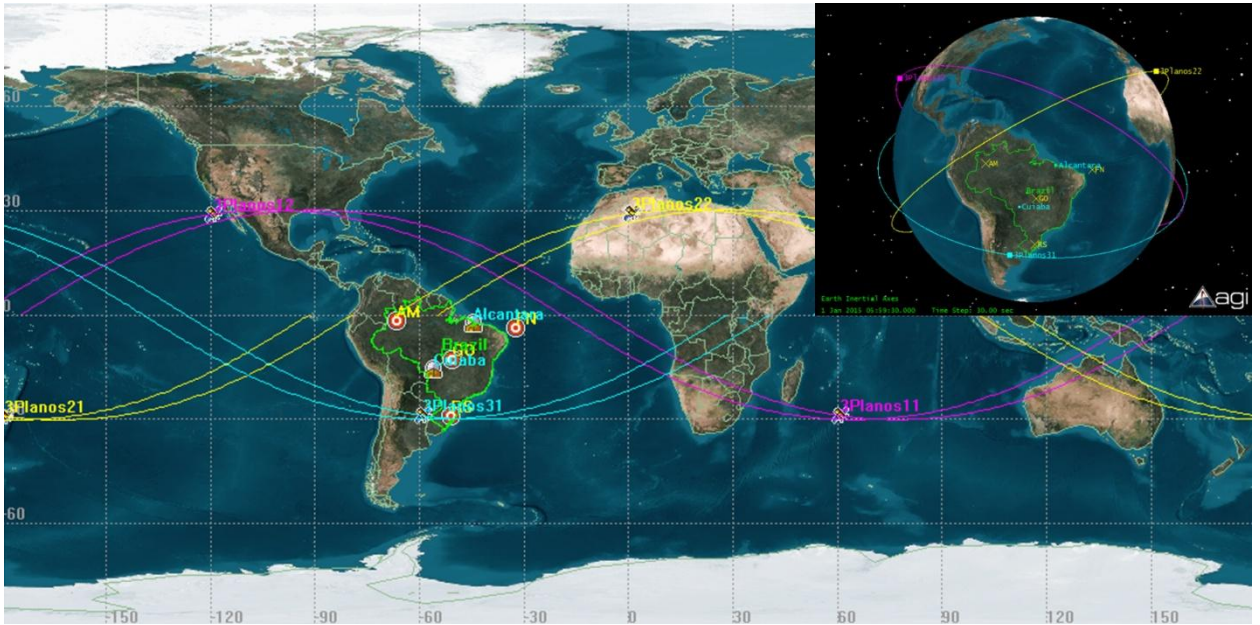


Figura 10. Três planos orbitais contendo dois satélites cada

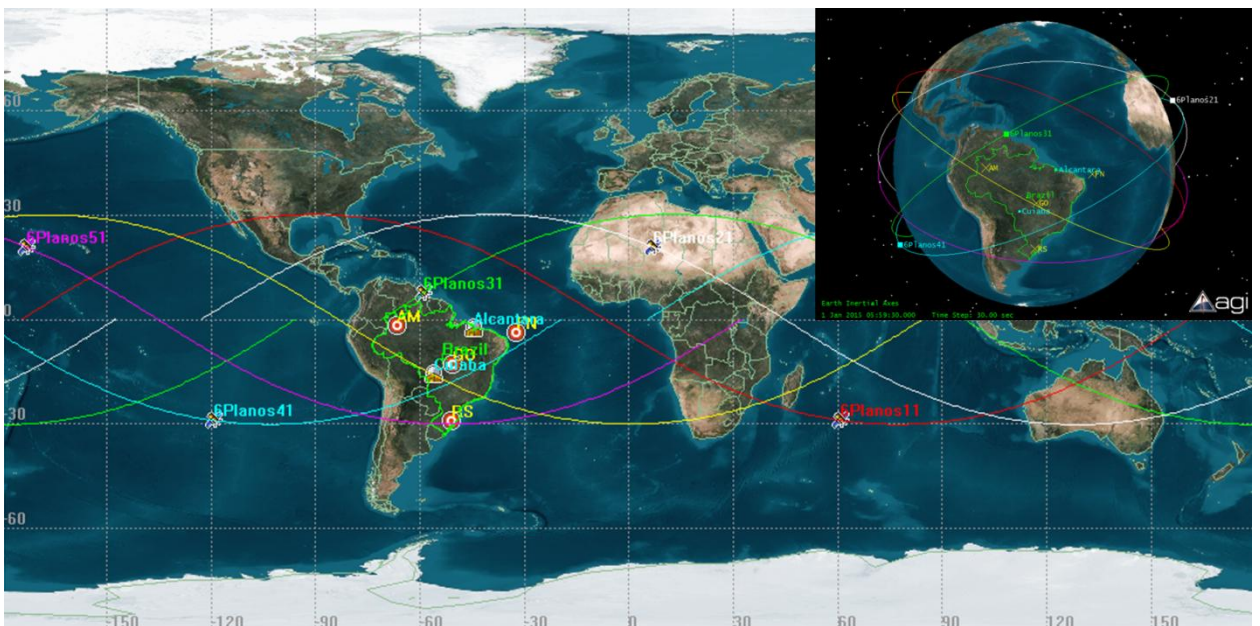


Figura 11. Seis planos orbitais contendo um satélite cada

Após as simulações foram obtidas as Tabelas 3, 4, 5 e 6, com os tempos máximos e médios de contato, tempos máximos e médios de revisita, porcentagem de revisitas satisfatórias e número médio de contatos por dia, para todos os casos propostos.

Tabela 3. Dados obtidos para 1 plano orbital contendo 6 satélites

PCD	Tempo máximo de contato (minutos)	Tempo médio de contato (minutos)	Tempo máximo de revisita (horas)	Tempo médio de revisita (minutos)	Revisitas satisfatórias	Número médio de contatos por dia
AM	12,3	7,7	7,4	24,3	96,48%	45,1
FN	10,8	7,5	6,9	21,7	96,86%	49,2
GO	13,6	11,0	8,7	15,6	98,12%	54,1
RS	13,2	10,4	12,4	24,4	97,54%	41,4

Tabela 4. Dados obtidos para 2 planos orbitais contendo 3 satélites cada

PCD	Tempo máximo de contato (minutos)	Tempo médio de contato (minutos)	Tempo máximo de revisita (horas)	Tempo médio de revisita (minutos)	Revisitas satisfatórias	Número médio de contatos por dia
AM	12,3	7,7	4,6	24,3	96,48%	45,1
FN	10,8	7,5	4,0	21,7	96,86%	49,2
GO	13,6	11,0	0,4	15,6	100%	54,1
RS	13,2	10,4	0,9	24,4	100%	41,4

Tabela 5. Dados obtidos para 3 planos orbitais contendo 2 satélites cada

PCD	Tempo máximo de contato (minutos)	Tempo médio de contato (minutos)	Tempo máximo de revisita (horas)	Tempo médio de revisita (minutos)	Revisitas satisfatórias	Número médio de contatos por dia
AM	14,1	7,9	0,8	27,1	100%	41,1
FN	12,9	8,0	0,8	25,0	100%	43,5
GO	18,8	11,9	0,7	20,2	100%	44,9
RS	20,7	11,3	0,7	28,2	100%	36,5

Tabela 6. Dados obtidos para 6 planos orbitais contendo 1 satélite cada

PCD	Tempo máximo de contato (minutos)	Tempo médio de contato (minutos)	Tempo máximo de revisita (horas)	Tempo médio de revisita (minutos)	Revisitas satisfatórias	Número médio de contatos por dia
AM	17,3	7,7	1,1	24,5	99,44%	44,6
FN	10,8	7,5	1,0	21,7	100%	49,3
GO	34,2	12,7	1,2	18,5	96,85%	46,1
RS	32,8	11,2	1,4	26,6	79,59%	38,0

Observa-se que o melhor caso do ponto de vista de revisita é aquele em que os seis satélites da constelação estão divididos em três planos orbitais. Para este caso o tempo de revisita é inferior a uma hora em 100% das passagens.

Para os dois primeiros casos (um e dois planos orbitais) observa-se uma porcentagem superior a 95% no que se diz respeito ao tempo de revisita inferior a uma hora, entretanto, observam-se valores elevados de tempo máximo de revisita, o que significa que o sistema pode ficar sem atualização de dados por tempo bem superior ao desejado.

Para o último caso (6 planos orbitais) observa-se que o Sul do país apresenta uma porcentagem bem inferior a 95% no que se diz respeito ao tempo de revisita ideal, entretanto, como o tempo máximo de revisita é baixo, este dado aponta para passagens regulares com valores pouco acima de uma hora. Estes dados podem ser observados resumidamente nos gráficos das figuras 12 e 13, abaixo:

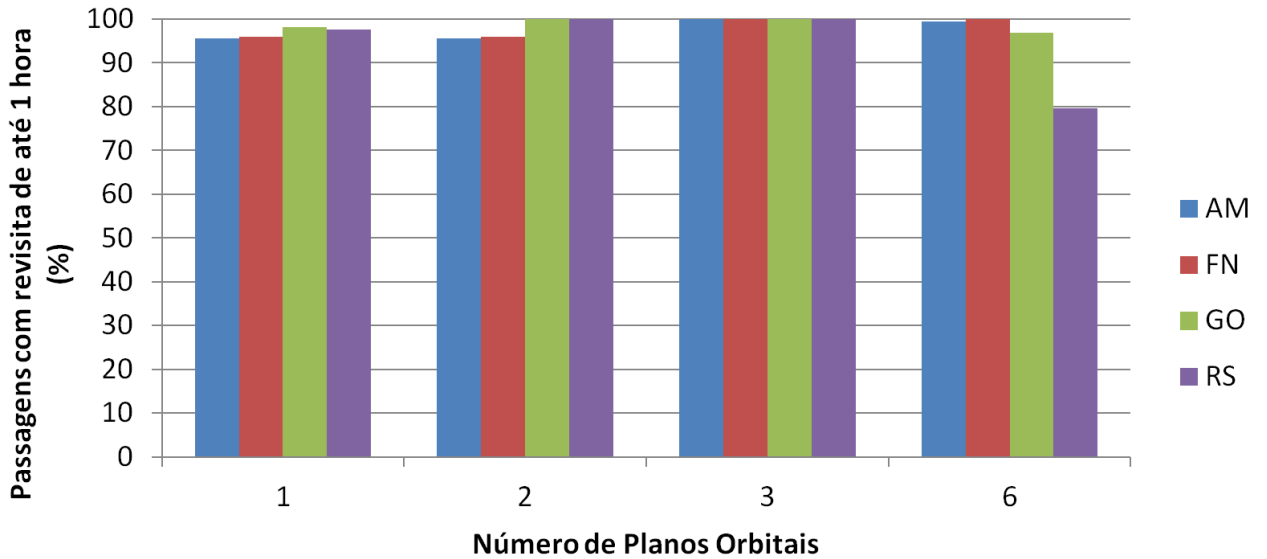


Figura 12. Passagens com revisita de até 1 hora X quantidade de planos orbitais (6 satélites)

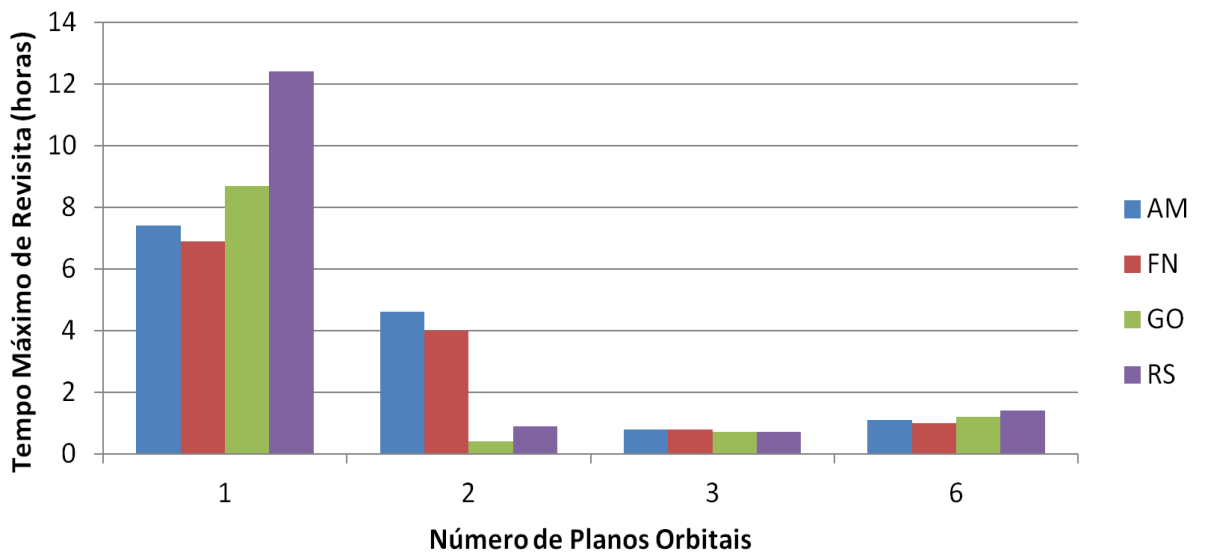


Figura 13. Tempo máximo de revisita X quantidade de planos orbitais (6 satélites)

6. SUBSISTEMA ESTRUTURAL

Segundo o requisito de projeto CNS-RQM-006, a plataforma do satélite deverá seguir o padrão CubeSat, sendo que, para as necessidades do projeto CONASAT, foi deliberado pela utilização de uma estrutura de dimensões de 8 Unidades. Desta forma se pode dispor de espaço físico suficiente para abrigar todos os subsistemas em redundância, além se ter uma área de painéis solares capaz de gerar a energia elétrica para atender à demanda da carga útil (Transponder DCS).

As Figuras 14 e 15 apresentam as dimensões em duas vistas de uma plataforma disponível no mercado, que pode ser utilizada pelo CONASAT. Esta é composta por 4 estruturas de 2U interligadas lateralmente para formar o cubo de 8U, mantendo um espaçamento entre si de 26,3 mm.

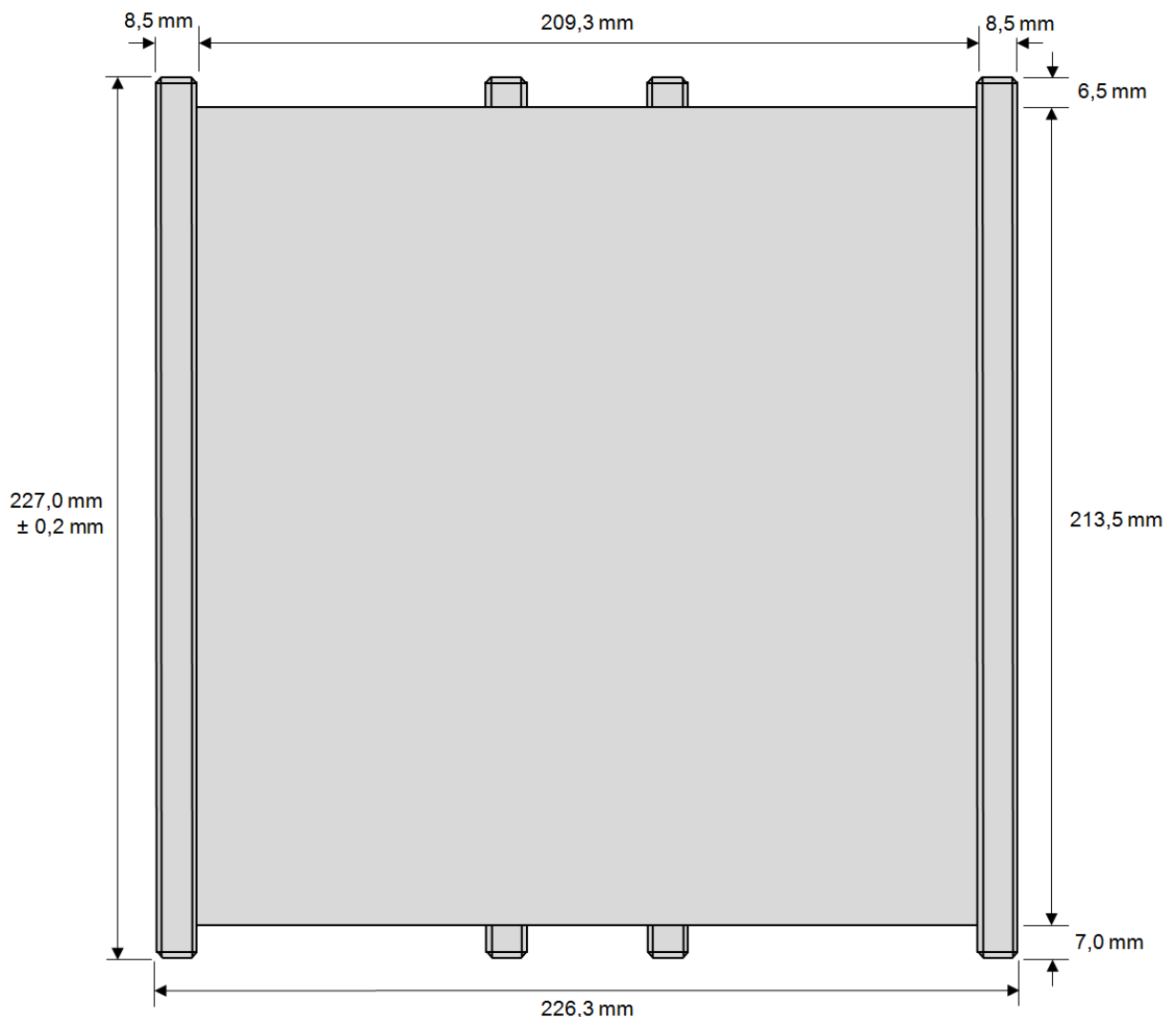


Figura 14. Dimensões da plataforma ISIS 8U - painéis laterais

Esta configuração oferece 4 ambientes internos de dimensões 2U para a adequada distribuição das placas.

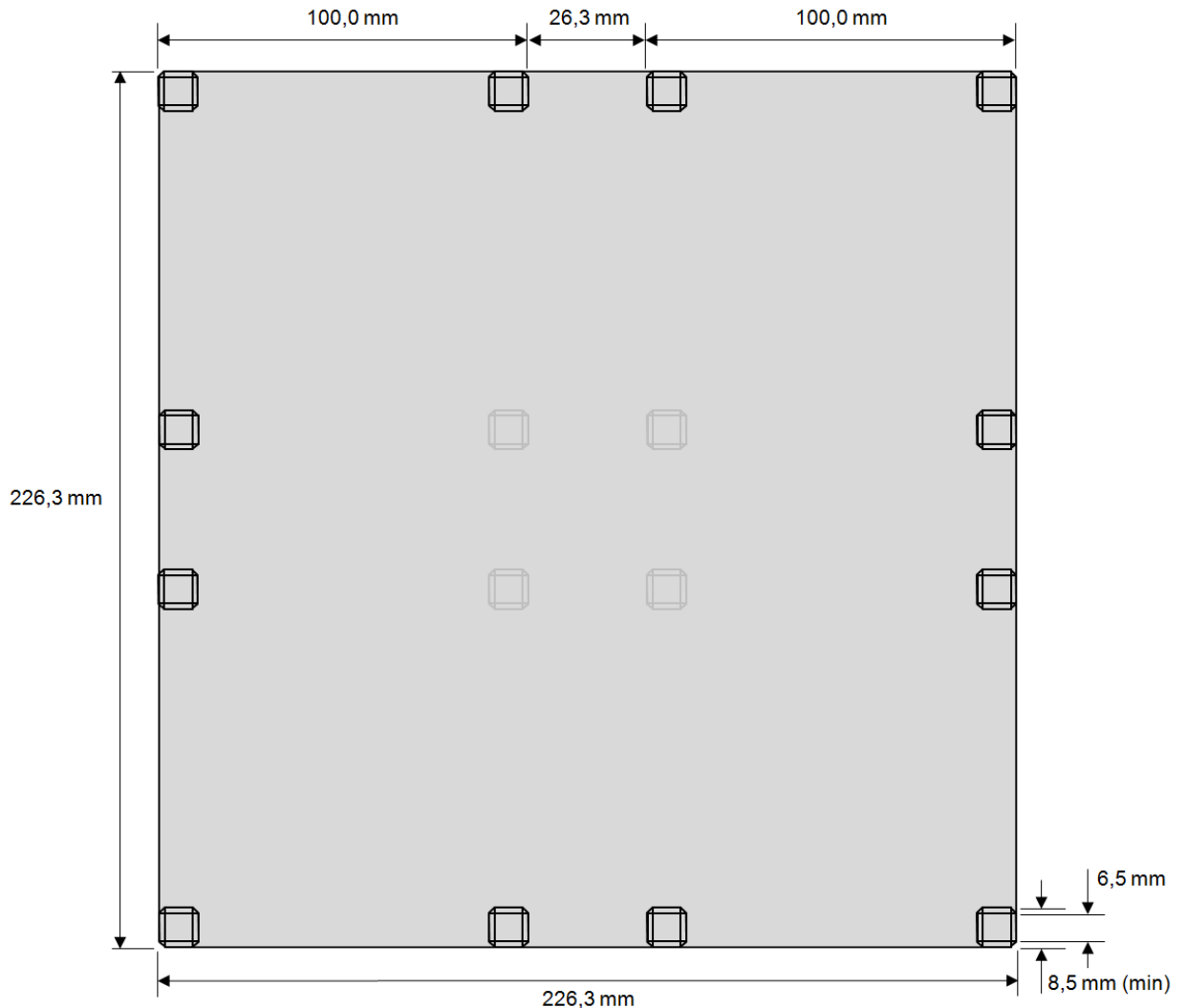


Figura 15. Dimensões da plataforma ISIS 8U - painéis topo/fundo

A Figura 16 apresenta uma visão ilustrativa da estrutura, já provida de painéis solares em 5 de suas faces, antenas dipolo do tipo *deployable* no painel superior para os links de telemetria e telecomando, e antenas planares no painel inferior para os links da carga útil.

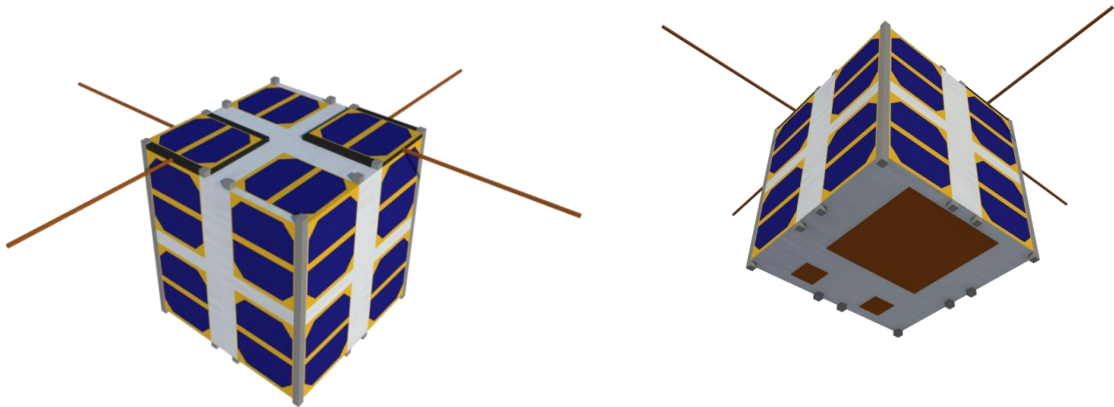


Figura 16. Modelo Ilustrativo da estrutura da plataforma 8U

7. 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 configuração proposta prevê redundância "Quente" para o subsistema de energia. Desta forma, cada um dos sistemas é alimentado pela metade dos painéis solares e a unidade comutadora combina toda a energia produzida, disponibilizando-a para utilização. No caso de falha em um deles, o sistema pode contar apenas com a metade desta energia, possibilitando a operação com restrições.

7.1 Painéis Solares

A configuração dos painéis solares nas faces do satélite pode ser observada na Figura 17 abaixo:

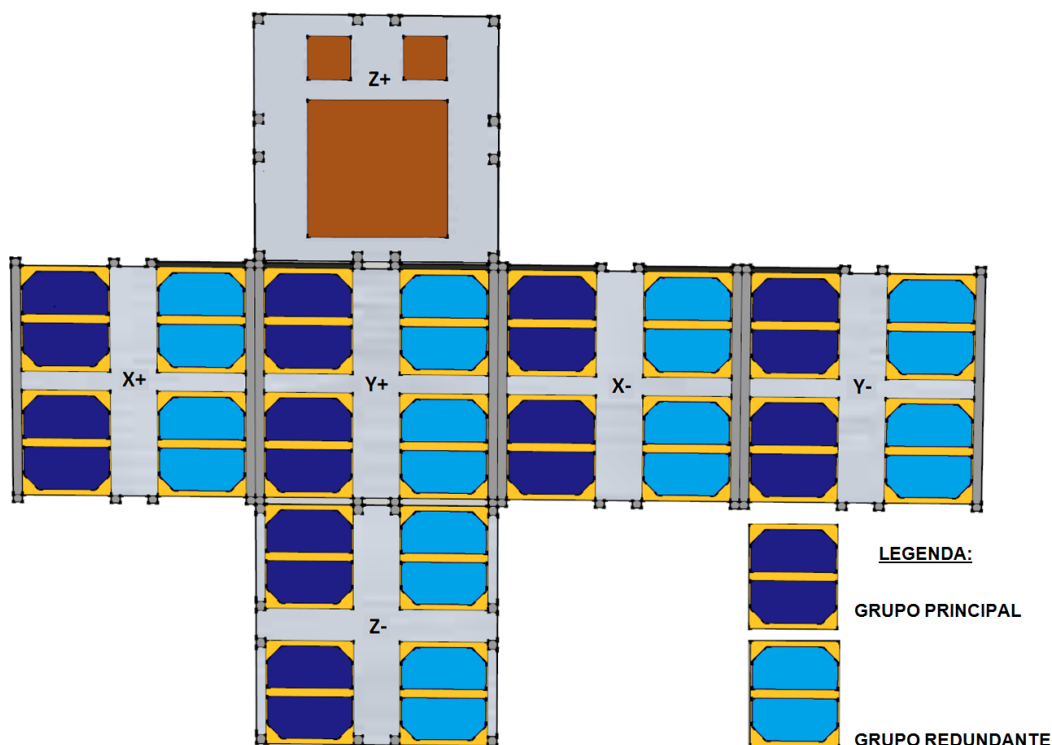


Figura 17. Configuração dos painéis solares da plataforma

A solução comercial escolhida para utilização na plataforma CONASAT é composta por painéis solares com as seguintes características:

- Eficiência mínima de 27,7%;
- Massa de aproximadamente 100 g (cada painel de tamanho 2U);

- Dimensões: 82,5 mm x 196,0 mm x 2,1 mm (cada painel de tamanho 2U);
- Temperatura de operação: -40°C a +85°C.

7.2 Unidade de Conversão e Armazenamento de Energia Elétrica

Uma solução para o subsistema de energia é a placa NanoPower P31U, do fabricante GomSpace, que foi desenvolvida para aplicações de nano satélites com demanda de potência de 1 a 30 Watts (Figura 18). Esta placa possui baterias, cuja capacidade é de 17,5 Wh. Para aumentar a capacidade de armazenamento, será utilizada uma placa extra de baterias (NanoPower BP4), com capacidade de 37,5 Wh, totalizando uma capacidade de 55 Wh para a plataforma (Figura 19).

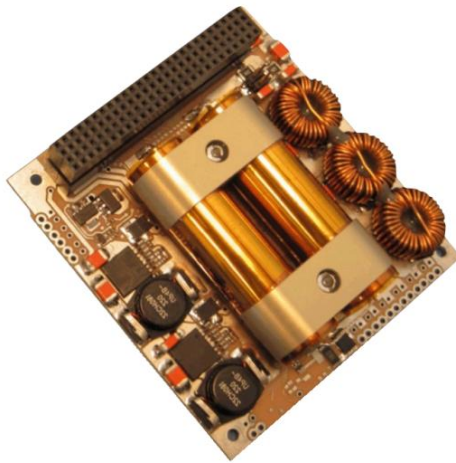


Figura 18. Placa NanoPower P31U
Fonte: GomSpace - NanoPower Datasheet

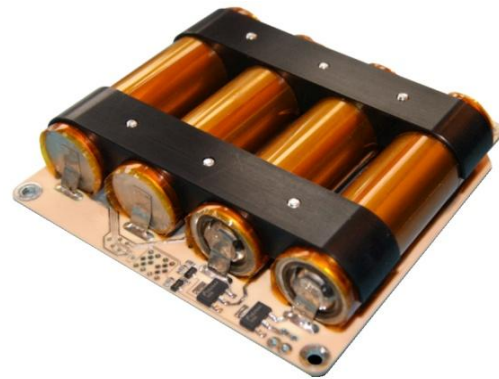


Figura 19. Placa de baterias NanoPower BP4
Fonte: GomSpace - NanoPower Datasheet

A Figura 20 apresenta o diagrama em blocos do Sistema NanoPower. 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.

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 por mecanismo de bloqueio, que em caso de problemas são desconectadas das cargas. Este bloqueio é controlado pela leitura do *housekeeping* e serve para garantir a proteção de equipamentos sensíveis ligados a estes barramentos.

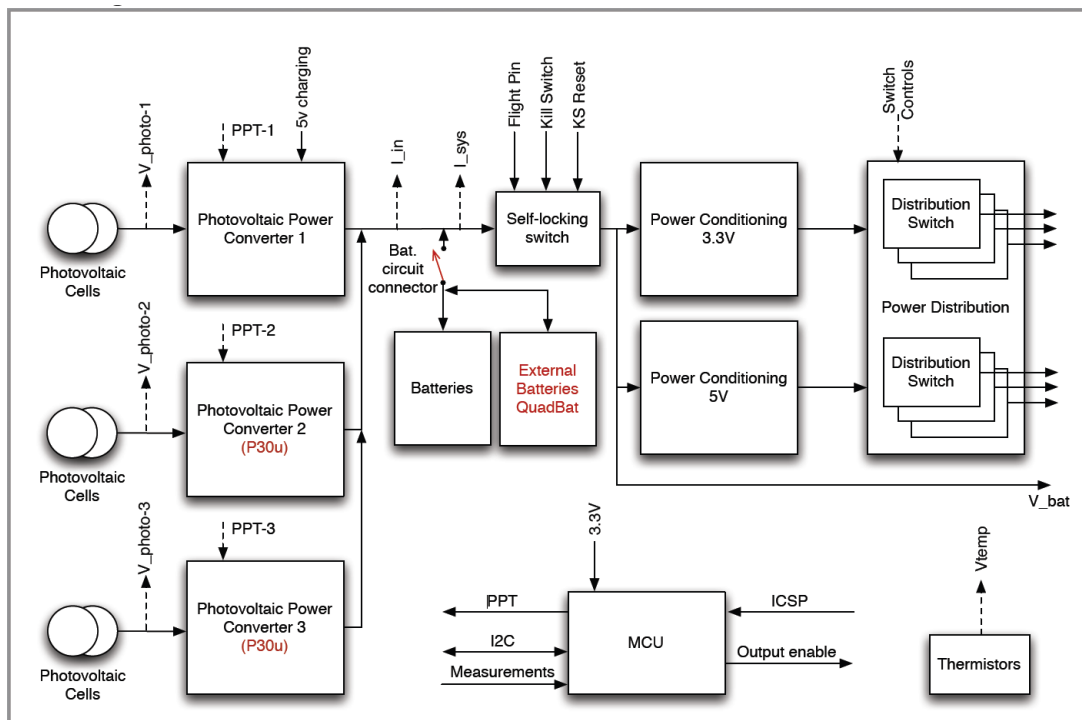


Figura 20. Diagrama de Blocos do Subsistema de Energia Elétrica
 fonte: GomSpace - NanoPower P-series Datasheet

As principais especificações do sistema foram obtidas no manual da placa NanoPower e são mostradas na Tabela 7, a seguir.

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 ² C		
Saídas de Telemetria (I ² C)	<ul style="list-style-type: none"> - 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

7.3 Avaliação de Potência

A partir dos dados fornecidos pelos fabricantes dos componentes, pôde-se construir a Tabela 8 a seguir, e a partir desta, analisar o consumo total da plataforma. Os ciclos de trabalho foram obtidos através de simulação no software STK – *Satellite Tool Kit*, e correspondem à relação entre o tempo de visibilidade do satélite sobre o território nacional e o tempo total de órbita. Usa-se este dado para obtenção da potência média consumida, uma vez que esta pode ser obtida através da multiplicação do consumo pelo ciclo de trabalho.

Tabela 8. Avaliação de Potência

Subsistema	Quant.	Quant. Ativa	Ciclo de trabalho	Potência carga	Consumo
Estrutura 8U	1	-	-	-	-
Suporte para o Transponder	1	-	-	-	-
Telemetria e Telecomando	2	1	0,1	1700 mW	170 mW
Computador de bordo	2	1	1	400 mW	400 mW
Conversor de Potência	2	2	1	250 mW 17,5 Wh	500 mW
Baterias Extras - BATT	2	2	1	37,5 Wh	-
Modulo de Dados do Transponder - PDM	2	1	0,1	500 mW	50 mW
Interface com o Transponder - PIM	2	1	0,1	100 mW	10 mW
Modulo de Controle de Atitude - ADCS	2	1	1	2000 mW	2000 mW
Sistema de Antenas de Telemetria e Telecomando - ANTS	2	1	0,1	70 mW	7 mW

Rodas de Reação	4	2	1	800 mW	800 mW
Modulo Magnetotorque - iMTQ	2	1	1	800 mW	800 mW
Painéis Solares	10	10	-	-	-
Cobertura do Nadir	1	-	-	-	-
Interface do Satélite	1	-	-	-	-
Cabeamento e Conectores	-	-	-	-	-
Placa Comutadora	1	1	1	100 mW	100 mW
Carga Útil	2	1	0,1	4000 mW	400 mW
Sistema de Antenas da Carga Útil	1	1	-	-	-
Total	-	-	-	-	5227 mW
Total + Margem do Sistema	-	-	-	-	6272 mW

Para o cálculo do consumo de potência foi adotada uma margem de 20%, fornecida pelo documento ISIS-Q12-040.

7.4 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).

De posse destes dados, foram feitas análises para dois casos de órbita:

- Órbita inclinada a 30°, com ângulo beta de aproximadamente 0°;
- Órbita inclinada a 30°, com ângulo beta de aproximadamente 53°.

A órbita inclinada a 30° foi escolhida embasada em análises anteriores de revisita. O ângulo beta é aquele formado entre o plano orbital e a linha imaginária que interliga o centro da terra ao do sol. Dentro do cenário proposto no software STK, foram escolhidos dois ângulos beta distintos, para que se possa observar tanto o pior caso, onde o ângulo beta apresentou valor próximo de zero, quanto o melhor, onde este ângulo foi igual a 53° (ângulo de 23° de inclinação do eixo da terra acrescido do ângulo de 30° de inclinação orbital).

Os gráficos feitos para as duas situações (Figuras 21 e 22) foram criados a partir de dados gerados pelo software STK e representam dados referentes a um dia típico de

órbita da plataforma.

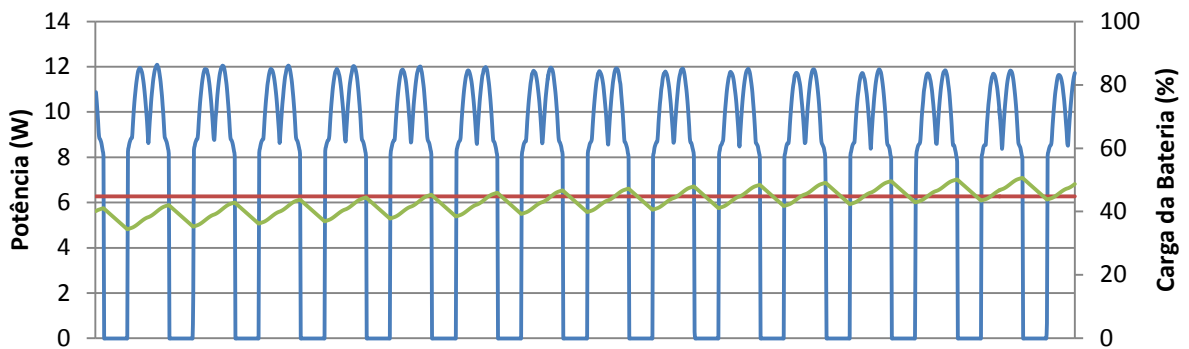


Figura 21. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 30° - beta 0°

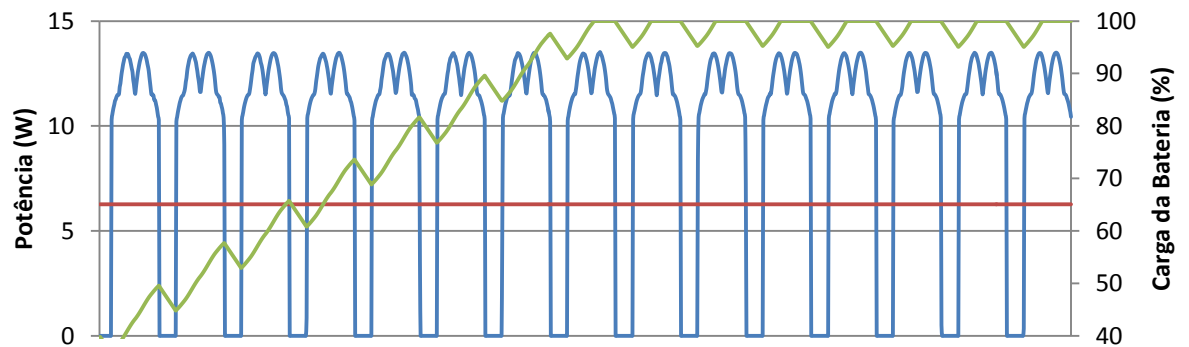


Figura 22. Análise de carga e descarga das baterias - Órbita inclinada de 30° - beta 53°

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

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 40%, 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 0° e pode-se observar este comportamento na Figura 21, que apresenta a sua carga partindo de aproximadamente 40% e chegando a um carregamento, ao término de 24 horas, de aproximadamente 50%.

Observa-se também, a partir da Figura 22, que para uma órbita inclinada de 30°, com ângulo beta de aproximadamente 53°, a carga inicial de 40% dá lugar a uma condição de carga final máxima, em aproximadamente sete órbitas do satélite em torno da terra. As médias de potência geradas e consumidas nos dois casos podem ser observadas

na Tabela 9, abaixo:

Tabela 9. Resumo das potências médias geradas e consumidas

	Ângulo beta de 0°	Ângulo beta de 53°
Geração de Energia	6,471 W	9,051 W
Consumo de Energia	6,272 W	6,272 W

Cuidado especial deverá ser tomado para a destinação do excedente de carga, pois toda a energia gerada pelos painéis solares deve ser consumida. Se a energia solar transformada em energia elétrica nas células não for utilizada, se transforma em energia térmica, que tende a superaquecê-las e danificá-las.

8. SUBSISTEMA DE COMPUTADOR DE BORDO

Este subsistema é responsável pelo controle do tráfego de dados entre os outros subsistemas, cuidando assim de toda a gestão de bordo. É comumente considerado como Subsistema de Tratamento de Comandos e Dados (*CDHS - Command and Data Handling System*).

8.1 Arquitetura do sistema

Os satélites do projeto são inteiramente projetados utilizando-se uma arquitetura de processamento descentralizada, para que cada subsistema realize o processamento de seus dados independentemente e comunique-se com os outros subsistemas através do nó central, que no caso da plataforma CONASAT é o computador de bordo (OBC - Onboard Computer).

O protocolo de comunicação das mensagens entre os subsistema e o OBC é o I²C. Cada subsistema terá seu endereço de comunicação específico. Logo, as mensagens destinada a um subsistema somente será interpretada por ele e as mensagens destinadas ao computador de bordo pode ser facilmente identificada através do endereço do remetente. Como demonstrado na figura 23.

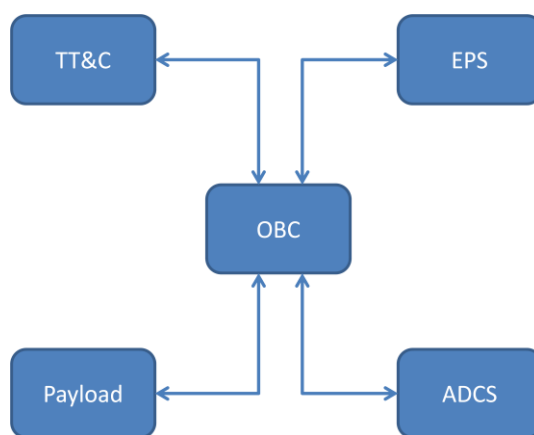


Figura 23. Processamento descentralizado

As funções do subsistema em questão incluem diagnóstico e monitoramento da integridade do satélite, processamento de comandos, gerenciamento dos outros subsistemas e do *payload*. Com isso, o OBC precisa ser compatível com todos os outros elementos dispostos no satélite e um software de controle carregado na memória do OBC usará as portas de I/O para enviar e receber informações dos outros subsistemas.

8.2 Composição do Sistema

Um sistema computacional é composto por duas partes distintas: Hardware e Software.

- Software:
 - Sistema operacional: É um programa ou um conjunto de programas cuja função é gerenciar os recursos do sistema (definir qual programa recebe atenção do processador, gerenciar memória, etc.), fornecendo uma interface entre o computador e o usuário.
 - Aplicações: Programas que realizarão as tarefas específicas da missão.
- Hardware: Unidade central de processamento (*CPU*), memória e dispositivos de entrada e saída.

8.2.1 Software

Na figura 24, observamos que o nível mais básico do software é a camada HAL (*Hardware Application Layer*). Essa camada é onde estão incluídos os *drivers* e as instruções mais elementares de controle do satélite e de operação do subsistema elétrico, como, por exemplo, a leitura dos sensores de temperatura.

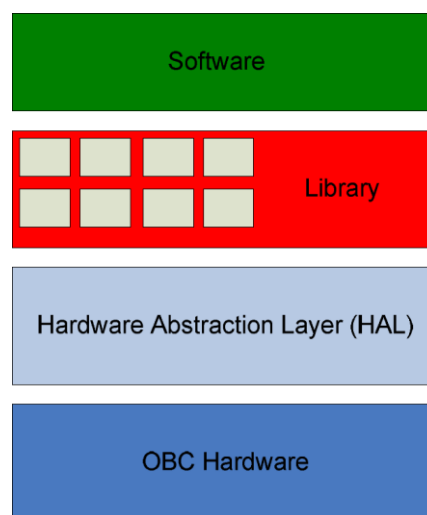


Figura 24. Camadas do Software

A camada de biblioteca (*Library*) é onde está armazenada uma coletânea de rotinas. Cada conjunto de instruções da biblioteca tem um nome, e cada qual executa uma tarefa diferente e específica.

A camada de *software* é uma sequência de instruções a serem seguidas e/ou executadas, na manipulação, redirecionamento ou modificação de dados.

8.2.1.1 Sistema Operacional

No tipo de sistema embarcado em questão, é comum dividir o trabalho entre vários microcontroladores, cada um deles específico a um subsistema. Nesse caso, o recurso

que é comum a todo o sistema e precisa ser administrado é a rede de comunicação. Logo, a principal tarefa do sistema operacional é gerenciar o transporte de mensagens entre o OBC e os subsistemas.

8.2.1.2 Aplicações

As aplicações definem as tarefas para operação e manutenção de todo o satélite, sendo algumas dessas tarefas definidas abaixo:

- **Supervisão:** Garantir que, em caso de falha, as ações de contingencia sejam tomadas.
- **Agendamento:** Armazenar e realizar tarefas previamente agendadas por telecomandos.
- *Housekeeping:* Coletar as informações de diagnóstico dos subsistemas do satélite.
- *Log:* Gerar um registro dos eventos.
- *Deployment:* Distender as partes móveis do sistema.
- *Beacon:* Transmitir um sinal de *beacon* para localizar o satélite.
- *Downlink:* Transmitir a telemetria.

8.2.2 Hardware

Como mencionado anteriormente, o computador de bordo precisa realizar um grande número de tarefas, sendo as mais importantes:

- Manipulação de dados
- *Housekeeping*
- *Beacon*
- Supervisão

Cada uma dessas tarefas possui diferentes exigências para a utilização OBC. Estando a plataforma em um ambiente inóspito, implica que o sistema tem que ser projetado de forma diferenciada. Nesta sessão é demonstrado o processo de definição do OBC para o projeto CONASAT. Casando os requisitos da missão às tecnologias e metodologias disponíveis para aperfeiçoar a disponibilidade, capacidade, flexibilidade e confiabilidade, enquanto minimizamos os custos e riscos do projeto e permite um grau de autonomia para o satélite. A Figura 25 apresenta a estrutura básica do sistema de computador de bordo do satélite CONASAT.

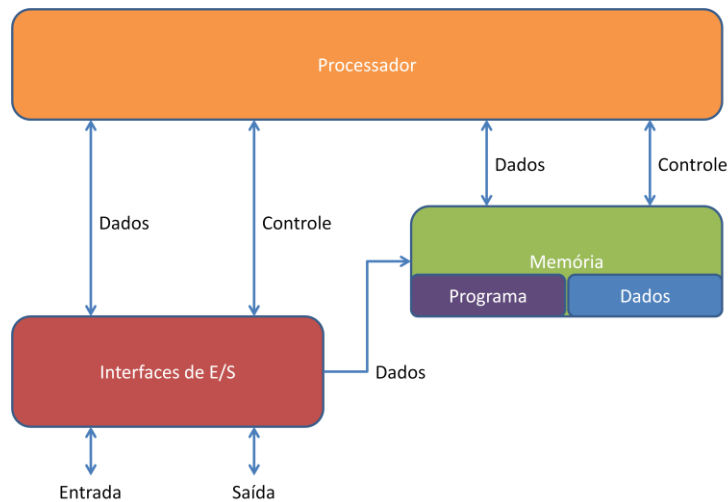


Figura 25. Diagrama de blocos das funções de um computador

A limitação principal no projeto do OBC é o fato dele precisar operar no ambiente espacial. Como não há a possibilidade de reiniciar o processador manualmente em caso de mau funcionamento do software, o sistema precisa ser hábil a fazer isso automaticamente. A forma como isso acontece é utilizando um temporizador de *watchdog*. O temporizador é incrementado geralmente pelo *clock* do processador e quando ele “estoura”, o sistema é reiniciado automaticamente. Obviamente que isso não é uma ação desejada enquanto o sistema está funcionando perfeitamente. Logo, um trecho do software deve zerar este temporizador antes que ele chegue ao seu limite de contagem. Isso acontecerá em caso de bom funcionamento do sistema, porém, se acontecer algum problema e o sistema permanecer travado o *watchdog* não será reiniciado e o processador começará sua rotina de inicialização.

O Computador de bordo utiliza três tipos de memória: ROM, flash e RAM. Esses três tipos são escolhidos devido ao ambiente de operação do satélite. No espaço, a radiação pode causar uma mudança de bit (*bit-flip*) fazendo com que o software tome uma ação inesperada. Podendo acarretar no travamento do sistema afetando a operação de *reset* do *watchdog*. É essencial que o software funcione corretamente, e por isso que ele fica armazenado numa memória, onde essas mudanças de bit não aconteçam. Alguns tipos de memórias ROM têm essa característica.

A memória flash será usada para armazenar um sistema operacional e alguns outros softwares. Claro que eles também serão armazenados em uma memória ROM, mas no caso de necessitarmos fazer uma atualização de software durante a missão do satélite a memória ROM não nos permitirá tal ação. Logo, a memória flash também se faz necessária no nosso projeto.

A memória RAM serve como memória temporária enquanto os programas são executados e como armazenamento de variáveis temporárias dos cálculos que estão sendo realizados. Tanto a memória RAM como a flash podem sofrer *bit-flips* e desta forma é necessária a utilização de circuitos de detecção e correção de erros (EDAC) entre esses tipos de memória e o processador.

É necessário termos interfaces de comunicação entre os outros subsistemas. Por isso o OBC precisa suportar os protocolos de comunicação I²C (*Inter-Integrated Circuit*), CAN (*Controller Area Network*) e UART (*Universal Asynchronous Receiver/Transmitter*). Para interfaceamos com os subsistemas e diretamente com sensores e atuadores.

Um *Real Time Clock* (RTC), que pode ser implementado via software, caso haja temporizadores extras no processador, se faz necessário para possibilitar o agendamento das tarefas.

Um último ponto de interesse é a presença de uma interface de depuração. O propósito disso é permitir-nos encontrar e corrigir falhas de projeto de software e hardware permitindo a leitura e controle de informações da CPU, canais de comunicação e memórias.

8.3 Modos de operação

Além das tarefas, dentro do software de voo, também são definidos os modos de operação do satélite. Cada modo é uma combinação de tarefas específicas. Durante a missão, o satélite pode transitar entre os diferentes modos de operação, dependendo das circunstâncias nas quais ele se encontra. Por exemplo, ao perceber que sua orientação está fora do padrão definida, o sistema passa para o modo de *detumbling* para corrigir sua orientação e, após essa correção, volta ao modo de operação normal. Geralmente existem quatro ou cinco modos de operação:

- *Idle*: Satélite em estado de repouso.
- *Deployment*: Distender as partes móveis do sistema.
- *Safe*: Somente os sistemas críticos permanecem ligados.
- *Detumbling*: Corrigir a orientação do satélite.
- *Nominal*: Operação padrão do sistema.

A Figura 26 apresenta a proposta da interação entre as tarefas e os modos de operação de um satélite do projeto CONASAT. Implementações específicas podem surgir durante a fase de projeto da missão.



Figura 26. Modos e Tarefas do OBC

8.4 A Solução Proposta

A solução adotada para o CONASAT, ilustrada na Figura 27, é composta pela placa de computador de bordo NanoMind A712C, de fabricação da GomSpace, baseada no processador ARM7 de 32 bits e com suporte para o interface bidirecional I²C, CAN e UART.



Figura 27. Placa de Computador de Bordo NanoMind A712C
 Fonte: GomSpace - NanoMind A712B Datasheet

Além de suas funções, possui recursos para atender ao Subsistema de Determinação e Controle de Atitude - 1 magnetômetro de 3 eixos, 6 entradas analógicas para conexão dos fotodiodos presentes nos painéis solares e 3 saídas PWM para acionamento dos atuadores magnéticos (*magnetotorquers*).

As principais características da placa NanoMind A712C 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 I²C
- Interface CAN
- Interface serial para diagnóstico com adaptador USB
- 3 saídas PWM com *drivers H-bridge* bidirecional para acionamento das bobinas de torque (*magnetotors*)
- 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 A712C é mostrado na Figura 28.

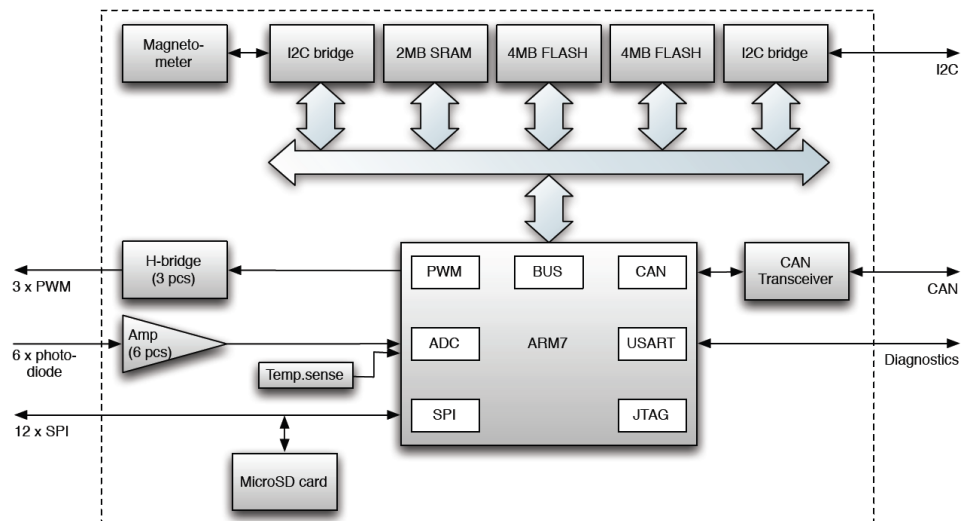


Figura 28. Diagrama de blocos do Computador de Bordo NanoMind A712C

Fonte: GomSpace - NanoMind A712B Datasheet

A tabela 10 mostra as características elétricas da placa NanoMind A712C.

Tabela 10. Características Gerais da Placa NanoMind A712B

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 Magnetômetro 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 ² C - Tensão - Velocidade		0 V	337Kbps	3,3 V 400Kbps

Fonte: GomSpace - NanoMind A712B Datasheet

9. SUBSISTEMA DE TELEMETRIA E TELECOMANDO

Os subsistemas de telemetria e telecomando são responsáveis por manter a comunicação entre o satélite e a terra, visando manutenção e controle da plataforma. Esta comunicação é estabelecida apenas nos períodos de tempo em que existe visada entre o satélite e uma estação terrena, permanecendo inativo no restante do tempo.

O sistema de telemetria será encarregado de enviar, a cada passagem, os dados captados por sensores a bordo distribuídos por todos os subsistemas, informando as condições internas do satélite (*housekeeping*).

O sistema de telecomando será utilizado para o envio de sinais de telecomando a partir de uma estação terrena, para execução de alguma ação dentro do satélite. Esta operação só é possível durante os intervalos de tempo (janelas de comunicação) em que o satélite se encontra na visada das antenas da estação. Pode-se adotar o agendamento de telecomandos, permitindo a execução de ações fora dessas janelas. Uma maior eficiência e segurança são conseguidas com o uso do sistema de comunicação operando no modo simultâneo (*full duplex*), onde as informações fluem nos dois sentidos, não havendo necessidade de tempos de espera existentes no modo unidirecional.

O gerenciamento destes links de comunicação será realizada pelo protocolo de rádio amador AX.25, que irá descrever as funções das camadas física e de enlace de dados do modelo OSI (*Open Systems Interconnection*), bem como as interfaces de protocolos para camadas superiores e a gestão de conexão para o satélite. Outros protocolos não foram avaliados, devido ao fato de que vários outros nano satélites têm utilizado com sucesso o protocolo AX.25, que apresenta um histórico de sucesso comprovado. No entanto, alguns ajustes ao protocolo podem ser implementados a fim de que o mesmo atenda com sucesso aos nossos requisitos.

9.1 Visão Geral da Arquitetura do Subsistema

Os subsistemas de telemetria e telecomando, juntamente com o sistema o Transponder DCS, carga útil do satélite, constituem o sistema de comunicação entre o satélite e a terra. O subsistema de comunicação deve garantir transferência de dados, telemetria e telecomandos entre a estação terra e o satélite, com a menor taxa de erros possível [DR2] – [DR8], conforme a arquitetura descrita na Figura 29 abaixo.

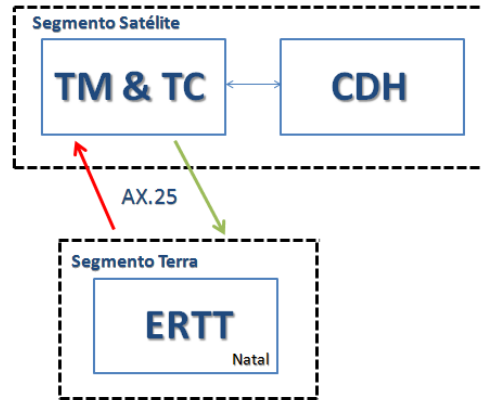


Figura 29. Visão geral da arquitetura do sistema

No segmento terra, as estações de rastreamento, telemetria e telecomando são responsáveis por enquadrar os telecomandos no formato de segmentos possíveis de serem transmitidos pelo protocolo AX.25, e desenquadrar as telemetrias recebidas. No segmento espacial, hardware responsável pelo transceptor (receber telecomandos e enviar telemetria), recebe esses dados por meio de um sinal RF, envia-os ao CDH por meio de uma interface dedicada que interpreta e trata esses dados.

9.2 Implementação do Subsistema no Segmento Espacial

O satélite precisa de um sistema de rádio para enviar telemetrias e receber telecomandos, estabelecendo assim enlaces sem fio com estações terra. Os sinais recebidos devem ser decodificados, e os telecomandos devem ser enviados ao subsistema ou componente ao qual se destina.

No projeto CONASAT, para a interface de telemetria e telecomando optou-se pela utilização da placa ISIS TRXUV VHF/UHF, como ilustra a Figura 30, desenvolvida especialmente para o padrão Cubesats. Esta placa consiste em um transceptor, equipamento que combina um transmissor e receptor cujo papel é adequar os sinais para a próxima fase da transmissão por meio de amplificação.



Figura 30. Placa transceptora

O transceptor TRXUV_VARA VHF/UHF, opera em full duplex, com link de subida de telecomando em UHF e descida de telemetria VHF e concentra as funções de transceptor, TNC e modem implementando o protocolo AX.25. Oferece também a possibilidade de funcionamento na modalidade de *Loopback*, quando exerce a função de um *transponder* para realização de testes dos enlaces e se interliga a ao CDH por interfaces dedicadas. A Figura 31 ilustra o diagrama de blocos funcional deste hardware.

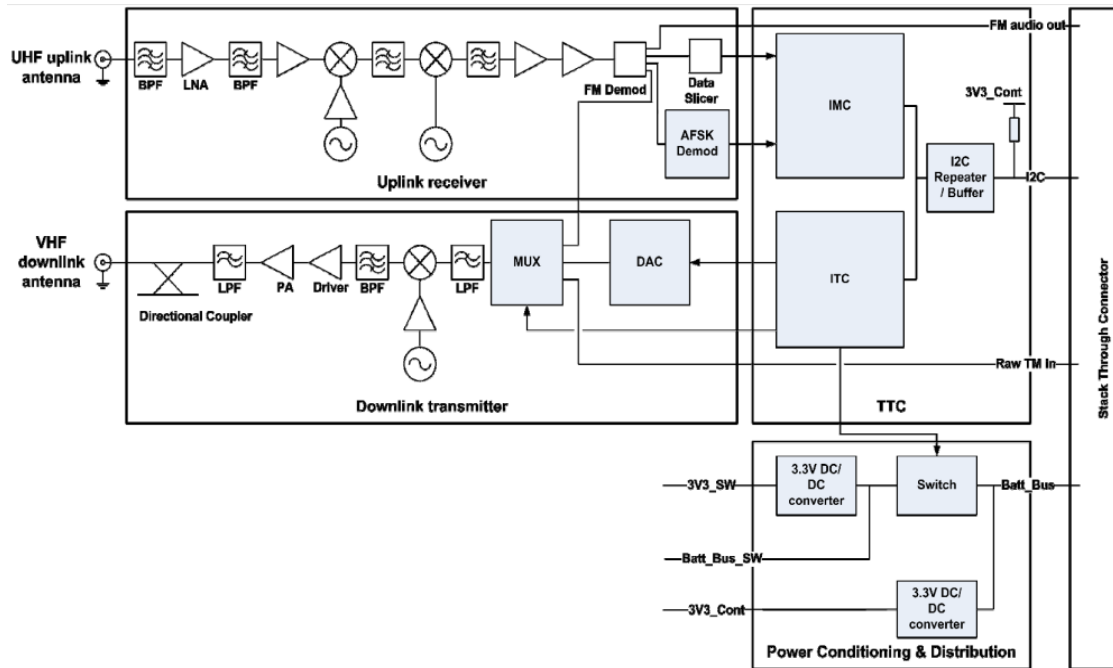


Figura 31. Diagrama de Blocos da Placa Transceptora para Telemetria e Telecomando

Este transceptor tem um consumo de potência de 1,55 W (em transmissão) e de 0,2 W (em recepção). É capaz de transmitir sinais na faixa de frequência de 130 – 160 MHz, e recebe sinais nas frequências de 400 – 450 MHz, apresentando dimensões de 90 mm x 96 mm e uma massa de 85 g. A Tabela 11, resume as principais características do hardware em que serão implementados os subsistemas de telemetria e telecomando.

Tabela 11. 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 ² C
Saidas de Telemetria (I ² C)	<ul style="list-style-type: none"> - Temperatura do amplificador de saída - Intensidade do sinal de recepção - Tensão DC da saída 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: ISIS

9.3 O Protocolo AX.25

O protocolo AX.25 será o protocolo utilizado nas funções de telemetria e telecomandos. Esse protocolo especifica a camada de enlace e as funções da camada física; dividindo essas camadas em algumas entidades denominadas de máquina de estado de acordo com suas funcionalidades [DR9], como pode ser identificado na Figura 32, para um link simples.

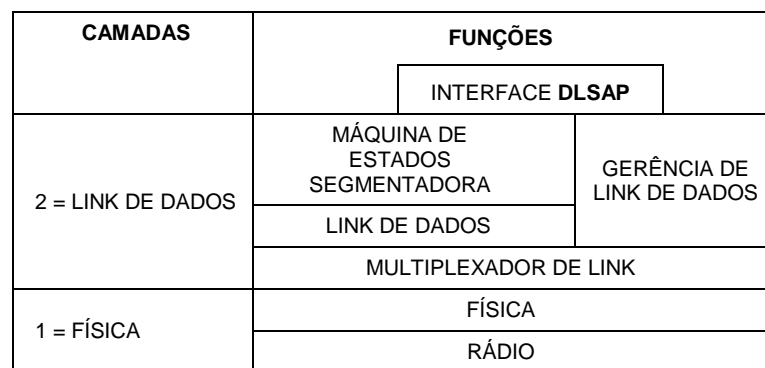


Figura 32. Modelo de Máquinas de Estado para o Protocolo AX.25 (Link Simples)
 Fonte: TAPR, AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio

Pela figura anterior, vemos que o DLSAP (Data-Link Service Access Point) é o limite entre a camada de enlace (nível 2) e a camada de nível 3; ou seja é o ponto ao qual a camada de enlace oferece dados para a camada superior.

A entidade *Máquina de Estados Segmentadora* aceita os dados vindo da camada superior. Se esses dados recebidos excederem o limite de um quadro suportado pelo protocolo AX.25, essa informação será fragmentada em unidades menores para a

transmissão. O formato geral dos quadros, com a quantidade de bits de cada campo, utilizados pelo protocolo AX.25 para a transmissão é mostrado na Figura 33.

FLAG (1)	ENDEREÇO (14)	CONTROLE(1/2)	PID(1)	INFORMAÇÃO(<256)	FCS(2)	FLAG(1)
----------	---------------	---------------	--------	------------------	--------	---------

Figura 33. Estrutura do Frame no protocolo AX.25

O campo de *flag* é responsável por indicar o início e o fim do *frame*, o campo de endereçamento é responsável por indicar o remetente e o receptor, o campo de controle identifica que este tipo do frame e trata-se de um quadro de informação, o PID é o campo responsável por identificar o tipo de protocolo da camada de nível superior. O campo seguinte é a informação propriamente dita, que pode conter entre 0 e 256 bits, finalizando tem-se o campo FCS que é responsável por verificar a sequência do quadro.

A entidade *Link de Dados*, integrante da camada de enlace como pode ser visto na Figura 32, é o coração do protocolo AX.25; pois é responsável por fornecer toda a lógica necessária para estabelecer e liberar conexões entre duas estações e trocar informações sem conexão (por frames) ou com conexão (via frames com espera de confirmação). Em uma transmissão orientada a conexão o recebimento dos frames pelo destinatário deve ser confirmado a fim de que o emissor saiba que os quadros foram entregues corretamente; enquanto que não orientado não existe essa confirmação. No caso dos links de comunicação do CONASAT, apenas os serviços de telecomando serão orientados à conexão (confirmação de recebimento do frame) os demais não necessitam de confirmação.

A entidade *Gerência de Link de Dados* contém toda lógica necessária para negociar os parâmetros operacionais entre duas estações. Essa máquina é de grande importância visto que uma mesma unidade pode está realizando mais de um link simultaneamente, logo é necessária uma ferramenta que administre esses links.

A entidade *Multiplexador de Link* permite que mais de um link possa compartilhar o mesmo canal físico. Ele fornece as premissas necessárias para que cada enlace possa usar o canal de transmissão de acordo com o algoritmo de roteamento incorporado dentro multiplexador de links.

As entidades da camada física são responsáveis pelo gerenciamento dos recursos de rádio, em outras palavras manipular o transmissor e receptor além de controlar o

acesso ao meio de comunicação sem fio. Como podem existir diferente formas de transmissão, a máquina de estado de camada física pode ser implementada de diferentes formas, apresentando como formas padrões a *simplex* e a *full duplex*.

10. ANTENAS

As antenas constituem um componente fundamental para os satélites, pois representam a interface entre o espaço livre e os dispositivos eletrônicos de telecomunicações. Elas fazem a transição do meio guiado (linha de transmissão) para uma onda que se propaga no espaço livre, estabelecendo assim o enlace de comunicações.

10.1 Frequências de Operação do Satélite

Nos satélites o subsistema de comunicações atende às funções de telemetria e telecomando, necessitando para isso de dois links, cada um em um sentido (*uplink* e *downlink*), geralmente operando em diferentes faixas de frequência, necessitando de duas antenas. No caso do projeto CONASAT, a carga útil é um equipamento de telecomunicações (o Transponder DCS), que também é provido de dois enlaces, necessitando de mais duas antenas. Serão necessárias quatro sistemas de antenas para os enlaces de comunicação. O Quadro 8 apresenta estes 4 links, com suas faixas de frequências e os tipos de antena adotados.

Quadro 8. Links de Comunicação

Enlace de Comunicação	Frequência	Tipo de Antena
Uplink de Telecomando	430 - 440 MHz	Deployable Antenna System
Downlink de Telemetria	145,865 MHz	Deployable Antenna System
Uplink do Transponder DCS	401,620 MHz	Planar do tipo Patch
Downlink do Transponder DCS	2.267,520 MHz	Planar do tipo Patch

A escolha do tipo de antena a ser utilizado em cada link ocorreu em função das frequências e características desejadas de cada um. Todas as antenas devem ter um diagrama de radiação com um alto ângulo de meia potência (3db). Antenas muito direcionais não são adequadas, visto que existe o interesse de se abranger uma considerável área geográfica. Antenas que irradiam igualmente em todas as direções (omnidirecionais) também não são recomendadas, devido a sua baixa eficiência na aplicação.

10.2 Antenas de Telecomando e Telemetria

As antenas para telecomando e telemetria serão de um padrão denominado *Deployable Antenna System* (Figura 34). Este é um sistema compacto de antenas, que combina em uma única placa toda a estrutura mecânica, as interfaces de RF e a

eletrônica de controle com suporte I²C.

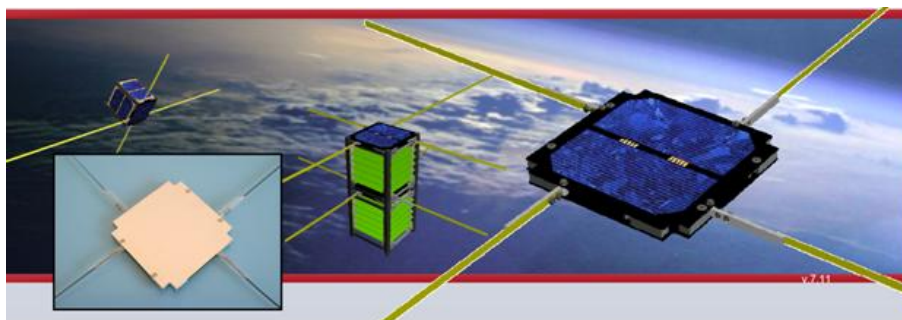


Figura 34. Deployable Antenna System
 Fonte: ISIS

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. As principais especificações desse sistema de antena estão resumidas na Tabela 18.

Tabela 12. 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
Saídas de Telemetria (I ² C)	- Antenas recolhidas - Antenas liberadas - Temperatura

Fonte: ISIS

Os elementos irradiantes desta antena são feitos com uma liga metálica especial flexível, de perfil reto encurvado, semelhante a uma trena metálica, mantidos enrolados em um compartimento delimitado dentro do invólucro do conjunto, como podemos observar na Figura 35. A porta de cada compartimento é mantida fechada por meio de um fio de nylon, que faz contato físico com duas resistências aquecedoras, em redundância, mostrados na Figura 36. Uma corrente elétrica aplicada a estas

resistências, cujo calor faz romper o fio, liberando a porta do compartimento e a consequente distensão da antena.

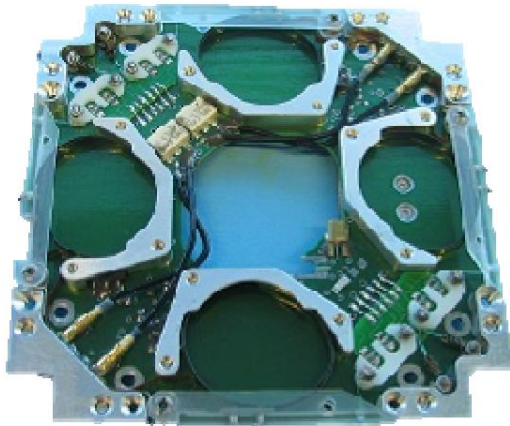


Figura 35. Compartimentos das antenas
Fonte: ISIS

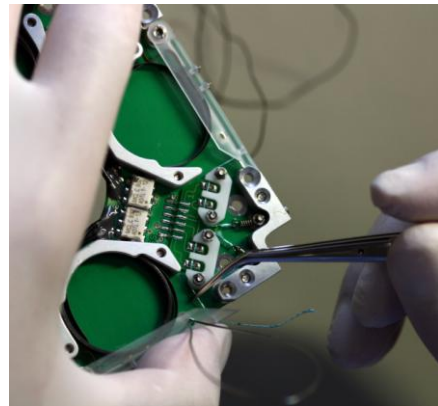


Figura 36. Mecanismo de liberação
Fonte: ISIS

O diagrama de blocos interno para esse sistema de antenas é ilustrado na Figura 37.

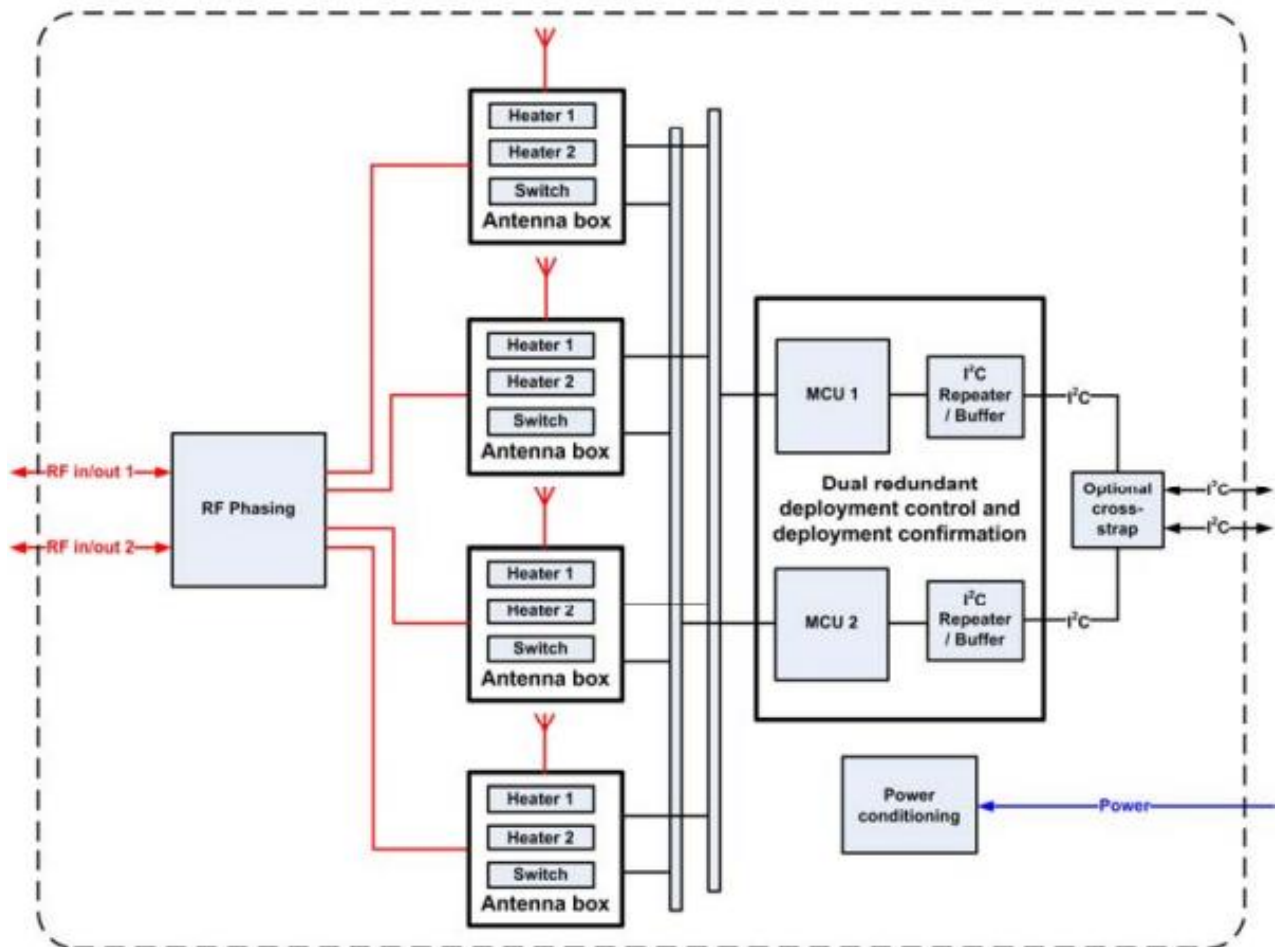


Figura 37. Diagrama de Bloco Deployable Antennas System
Fonte: ISIS

Este sistema pode ser utilizado de diferentes formas, tais como: quatro antenas

monopolos (VHF ou UHF), dois dipolos ou uma combinação entre monopolos e dipolos. Os módulos contendo antenas *deployable* podem ser colocados em várias posições ao longo da estrutura física do satélite, oferecendo uma grande gama de possibilidades.

No caso do projeto CONASAT, o sistema de antenas *deployables* será utilizado como arranjo de monopolos, com dois elementos radiadores em polarização circular. Esta polarização foi escolhida pelo fato de que com este tipo, independentemente da posição do satélite durante as passagens, o link de comunicação a terra sempre estará estabelecido, ora com maior atenuação, ora com menor.

10.3 Antena para o Uplink do Transponder DCS

Para o enlace de subida DCS será utilizada uma antena planar em *Patch*, de tecnologia *Microstrip*, em desenvolvimento no INPE/CRN. Para a sua realização partimos inicialmente de um patch planar em formato quadrado, que atendessem às necessidades do projeto. A estrutura básica deste tipo de antena é ilustrada na Figura 38[DR10].

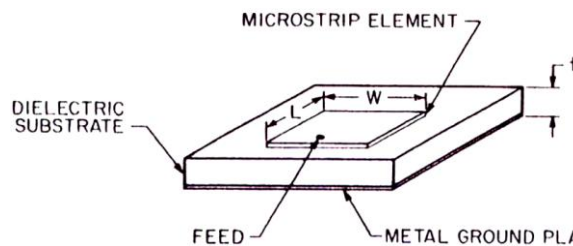


Figura 38. Estrutura de uma Antena *Patch Microstrip*

Diversas simulações foram realizadas por meio de programas específicos, de modo que o projeto apresentasse o melhor ajuste possível. A antena ficou então constituída de um elemento irradiante de 11,01 cm de lado, sobre um substrato dielétrico cuja permissividade dielétrica é de $\epsilon_r = 10,2$ e altura $h = 7,6\text{mm}$ (Duroid Roger 6010), e um plano de terra de 12,26 cm de lado. A Figura 39 apresenta os resultados das simulações para a antena em questão.

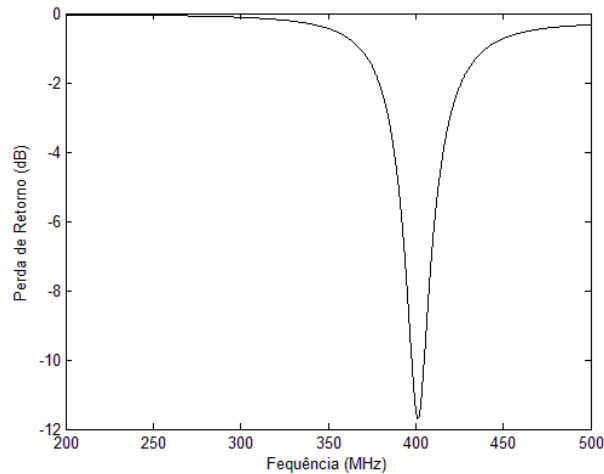


Figura 39. Perda de Retorno Simulada ($f_r = 401,6$ MHz)

O diagrama de radiação para esta antena também foi gerado por meio do software de simulação utilizado, a fim de verificar se a mesma atende os requisitos de que as características de campo para tal antena não pode ser direcionais, visto que não teremos controle de atitude em todos os eixos; nem tão pouco omnidirecionais visto que esta categoria de antenas apresenta um consumo de potência mais elevado. O diagrama de radiação para a antena projetada é apresentado na Figura 40.

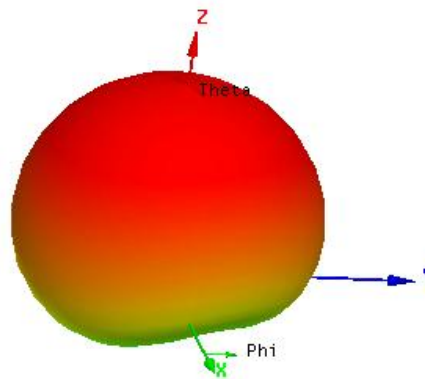


Figura 40. Diagrama de Radiação da Antena

A antena quadrada foi então construída para verificar e validar as premissas da simulação. Os resultados das medições para a perda de retorno da antena construída estão apresentados na figura abaixo. Nele vemos que a antena tem sua ressonância na frequência de 401,62MHz; apresentando uma largura de banda estreita (da ordem de 8 MHz). Outra constatação é que o nível de perda de retorno está muito alto (em torno de -12 dB) o que torna a antena muito sensível a pequenas variações. O ganho para a antena em questão ficou em torno de 1dB, que pode ainda ser aumentado. A Figura 41 ilustra a perda de retorno medida para a antena construída.

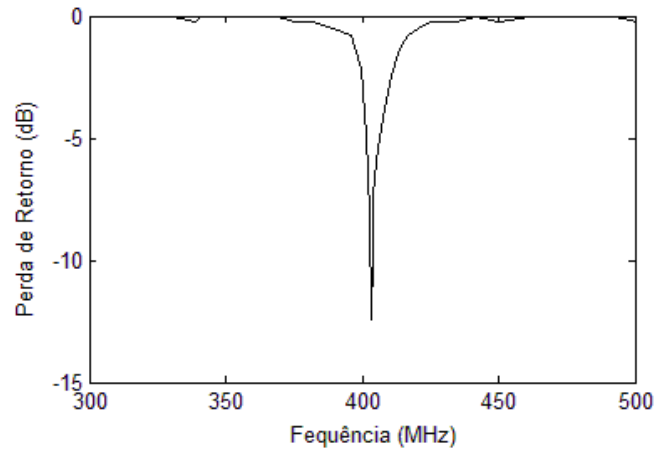


Figura 41. Perda de Retorno Medida

Com o intuito de verificar o comportamento da antena quando no sistema satélite, foi realizado um teste da antena na face do satélite na qual a mesma estará posicionada, conforme ilustra a Figura 42. Com esse teste, poucas alterações foram observadas, apenas o nível de perda de retorno tornou-se ligeiramente melhor, atingindo valores em torno de -20 dB, fato que possivelmente pode ser explicado devido a extensão do plano de terra da antena; uma vez que o elemento irradiante compreende toda face metálica do satélite como um plano de massa.

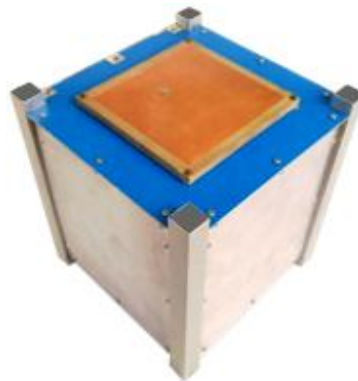


Figura 42. Foto da maquete do CONASAT para teste da antena

A antena para o uplink do Transponder DCS construída ainda está em fase de novos estudos com o objetivo de aperfeiçoar o desempenho das antenas em relação ao ganho e miniaturização do patch, não sendo definitivo, portanto, o protótipo apresentado neste documento.

10.4 Antena para o Downlink do Transponder DCS

Para o *downlink* DCS, que acontece em banda S, será utilizado uma antena planar, também como solução comercial. Consiste em uma antena planar passiva, com polarização circular à direita. O resumo das principais características dessa antena é

descrito na Tabela 13.

Tabela 13. Especificações da Antena Planar do Downlink do Transponder DCS

Especificações	Valores
Frequência de Ressonância	2.267,52 MHz
Impedância	50 Ohm
Largura de Banda	50 MHz
VSWR	10 dB
Polarização	Circular RHCP
Ganho	6 dBi
Ângulo de Abertura	85°

11. CARACTERIZAÇÃO DOS ENLACES (*LINK BUDGET*)

O estudo dos *links* de comunicação consiste em avaliar o desempenho da comunicação entre o satélite e as estações terra, no que diz respeito aos parâmetros de descrevem o enlace, tais como a máxima distância alcançada e a relação sinal-ruído. No caso de sistemas de comunicação de bits, indicadores como a taxa de erro de bit e a taxa de símbolos, por exemplo, também devem ser levadas em consideração, ao se caracterizar os links de comunicação.

Esta sessão destina-se a análise de link budget dos enlaces de comunicação que o CONASAT irá realizar com a Terra, quando em funcionamento. Com a análise de *link budget*, pretende-se contabilizar todas as perdas e ganhos do processo de transmissão RF. A seguir serão descritos os parâmetros levados em consideração na análise de *link budget*, conforme a arquitetura descrita pela Figura 43.

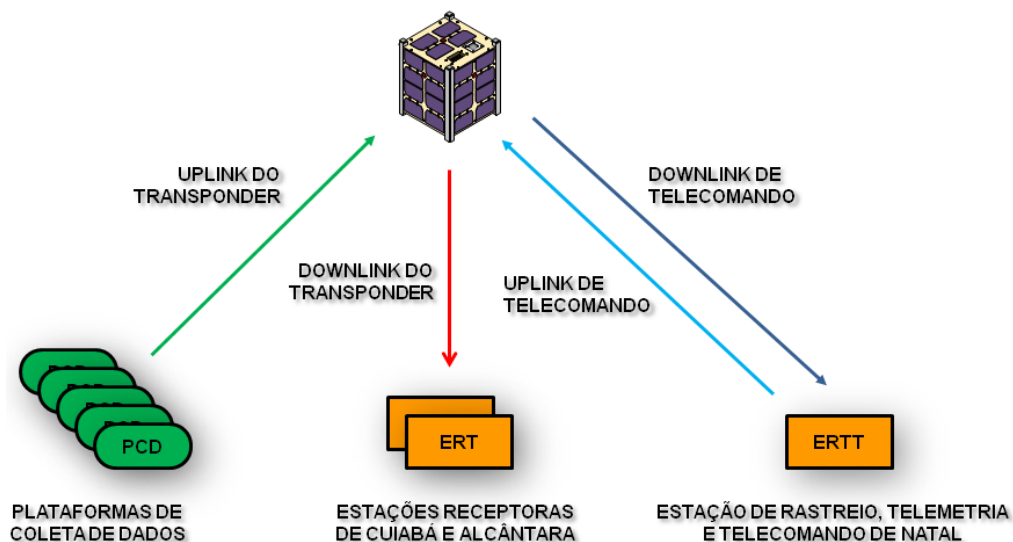


Figura 43. Arquitetura de Comunicações do CONASAT

11.1 Parâmetros de Análise

11.1.1 Distância Máxima dos Links

Para determinarmos a máxima distância possível entre o satélite e a estação terra, consideramos que um ângulo de elevação das antenas das estações terra mínimo de 5°, pois idealmente para uma elevação 0°, teríamos um valor para essa distância máxima superior. No nosso caso, calcularemos toda análise de link budget considerando a elevação não nula. De acordo com a Figura 44, pode-se deduzir que a distância máxima é dada pela equação (1).

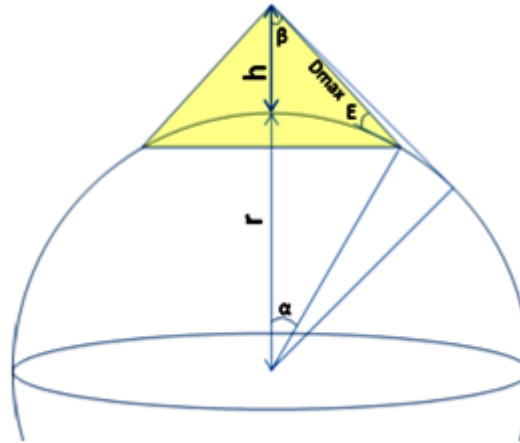


Figura 44. Ilustração da Máxima Distância de Link

$$D_{m\acute{a}x} = \frac{r \cdot \sin(\beta)}{\sin(\alpha)} \quad (1)$$

onde:

$$\beta = \cos^{-1}\left(\frac{r \cdot \cos(E)}{r+h}\right) - E \quad (2)$$

Para $E = 5^\circ$ (ângulo de elevação da antena), r o raio médio da Terra e h a altura da órbita, 600 km para o satélite CONASAT e $\alpha = 66^\circ$. Nessas condições, a distância máxima calculada é de 2321,7 km.

Calculando-se essa distância a partir dos parâmetros da órbita e utilizando a planilha AMSAT / IARU Annotated Link Model System pudemos determinar a máxima distância na qual o link irá se estabelecer é 2329,04 km.

11.1.2 Potência Recebida

Considerando-se uma fonte de irradiação que esteja transmitindo uma potência de intensidade P_T , e uma antena receptora a uma distância R desta fonte. Podemos determinar a intensidade de potência recebida pela antena receptora pela Equação (3), de Friss [DR10]:

$$P_r(d) = P_T \left(\frac{\lambda}{4\pi d} \right)^2 \frac{G_T G_R}{L} \quad (3)$$

Onde G_T é o ganho de transmissão da antena, G_R é o ganho de recepção da antena e R é a distância entre as antenas transmissoras e receptoras e L representa as perdas. Considera-se o pior caso, onde $R_{m\acute{a}x} = 2321,7$ km, correspondendo à máxima distância do enlace de comunicação na órbita em questão.

11.1.3 EIRP (Effective Isotropic Radiated Power)

Seja a densidade de potência irradiada por uma antena isotrópica alimentada por uma fonte RF de potência P_t , por ângulo sólido, dada pela equação $P_t/4\pi$. Para determinarmos o valor dessa potência em uma dada direção em que o ganho de transmissão é dado por G_t , basta que tal valor seja multiplicado por esse ganho. Nesse sentido, uma nova grandeza é determinada, chamada de Potência Irradiada Isotrópica Equivalente, normalmente expressado em watts (W) [DR2].

$$EIRP = P_t G_t \quad (4)$$

Para estimarmos o valor da $EIRP$ precisamos de valores da potência do transmissor e do ganho de transmissão das antenas, que foram baseados em valores fornecidos pela documentação do transponder e projetos similares anteriormente realizados [DR11].

11.1.4 Perdas no Espaço Livre

Considerando um enlace entre duas antenas, em que a potência recebida é P_r , conforme equação (3), podemos considerar que as perdas no espaço livre L_s , são dadas pela relação entre a potência recebida e a potência transmitida entre duas antenas isotrópicas, dadas por [DR2]:

$$L_s = \frac{\lambda^2}{(4\pi)^2 R^2} = \frac{c^2}{(4\pi)^2 R^2 f^2} \quad (5)$$

Podendo ser expressa em dB, por:

$$L_{s_{dB}} = 147,55 - 20 \log_{10} R - 20 \log_{10} f \quad (6)$$

onde R é a distância entre os terminais de transmissão e recepção e f a frequência em Hz.

11.1.5 Perdas por Polarização

Esse tipo de perda caracteriza-se pelo descasamento das polarizações entre a antena receptora e a onda recebida. Vários fatores podem ocasionar essa perda, tais como alterações na onda decorrentes de sua propagação na atmosfera ou imperfeições nas antenas transmissora e receptora. A maioria das aplicações espaciais, bem como no caso do nosso projeto, utiliza polarização circular e, se a polarizações do transmissor e do receptor não correspondem, haverá uma perda devido a esse desvio de polarização. O Quadro 9 resume a magnitude das perdas de polarização para diferentes combinações.

Quadro 9. Perdas por Polarização para diferentes combinações

Configuração da antena	Configuração da onda			
	Vertical	Horizontal	Circular direita	Circular esquerda
Vertical	0 dB	INFINITA	3 dB	3 dB
Horizontal	INFINITA	0 dB	3 dB	3 dB
Circular direita	3 dB	3 dB	0 dB	INFINITA
Circular esquerda	3 dB	3 dB	INFINITA	0 dB

11.1.6 Ruídos

Nas transmissões sem fio o sinal de chegada ao receptor sempre é recebido com ruído, que prejudica a interpretação correta do sinal, ocasionando distorções na informação recebida. Esses sinais indesejados são oriundos de diversas fontes tais como fontes galáxias ou cósmicas, reirradiações atmosféricas (nevoeiro, chuvas, relâmpago), interferências dos próprios componentes do transmissor e alguns ruídos internos gerados no receptor. A Figura 45 ilustra a temperatura de ruído estimada para diferentes fontes externas em função da frequência.

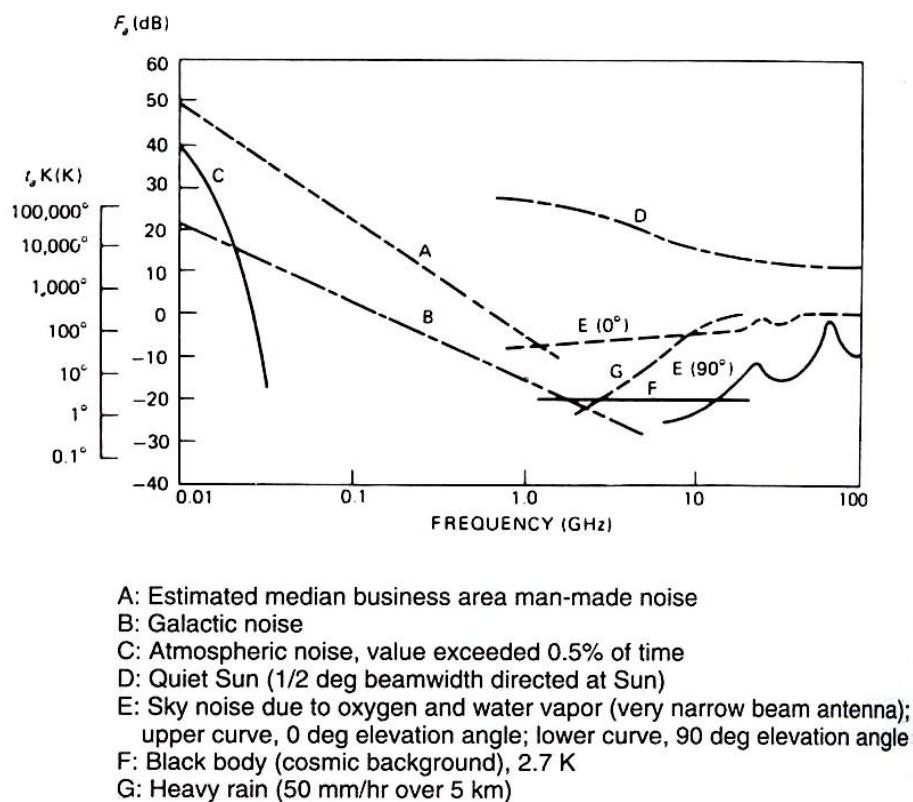


Figura 45. Temperatura de Ruído Estimada para Diferentes Fontes Externas
 Fonte: Larson, W.J; Wertz, J.R. "Space Mission Analysis and Design", 1992

No caso da análise de link budget, a temperatura equivalente de ruído é calculada

levando-se em consideração o ruído térmico das antenas, a temperatura de ruído do receptor e o ruído decorrente dos cabos e interconexões, que pode ser calculada pela equação (7) [DR2].

$$T_s = T_{antena} + T_R + T_{cabos} \quad (7)$$

A primeira componente de ruído, é referente a temperatura de ruído da antena que corresponde à temperatura de um resistor tendo o mesmo ruído disponível de saída que o medido nos terminais da antena. Tal parâmetro depende de muitos fatores, tais como a temperatura física do meio ou o ruído proveniente do espaço, do ângulo de elevação da antena, das condições de propagação e entre outros aspectos.

Os ruídos do receptor são decorrentes principalmente das linhas de transmissão, filtros e do LNA (*Low Noise Amplifier*), além de uma contribuição pequena do amplificador do estágio de saída do receptor.

A Tabela 14 apresenta os valores típicos para temperaturas de ruído em satélites em receptores não refrigerados, que foram utilizadas como base para os cálculos na análise dos *links* de comunicação em questão [DR2].

Tabela 14. Típicos para Temperatura de Ruído em Links de Comunicação por Satélite

Temperatura de Ruído	Frequência (GHz)					
	Downlink			Crosslink	Uplink	
	0.2	2 - 12	20	60	0.2 – 20	40
Ruído da Antena (K)	150	25	200	20	290	290
Perdas nas Linhas (dB)	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
Ruído nas Linhas (K)	35	35	35	35	35	35
Figura de Ruído do Receptor (dB)	2,0	4,0	4,5	8,0	6,0	7,5
Ruído do Receptor (K)	190	492	592	1.728	970	1.504
Ruído do Sistema (dB)	375	552	727	1.783	1.295	1.830
Ruído do Sistema (dB - K)	25,7	27,4	28,6	32,5	31,1	32,6

Fonte: Larson, W.J; Wertz, J.R. "Space Mission Analysis and Design", 2ª edição, 1992

11.1.7 Perdas Suplementares

Entre o transmissor e a antena, em função de cabos e outros elementos de conexão, temos perdas ôhmicas. A esse grupo de perdas podemos incluir as referentes aos condutores utilizados nas interligações de componentes no sistema satélite, denominadas perdas nas linhas de transmissão (L_t), geralmente tomadas por $L_t = 1$ dB.

Outro fator que provoca perdas no sinal é decorrente de partículas de diferentes

substâncias (gases, átomos livres e água na forma de vapor) que se encontram na atmosfera. Essas partículas absorvem e refletem uma grande quantidade de energia solar. Quando absorvendo, essa energia é reirradiada em todas as direções, ionizando átomos atmosféricos gerando assim, em sua parte superior, uma banda de elétrons livres ao redor da Terra, os quais interagem diretamente com algum campo eletromagnético passante. A Figura 46 descreve a atenuação devido às perdas atmosféricas em função da frequência e do ângulo de elevação, para a atmosfera com vapor de água a uma densidade de $7,5\text{g/m}^3$ [DR8].

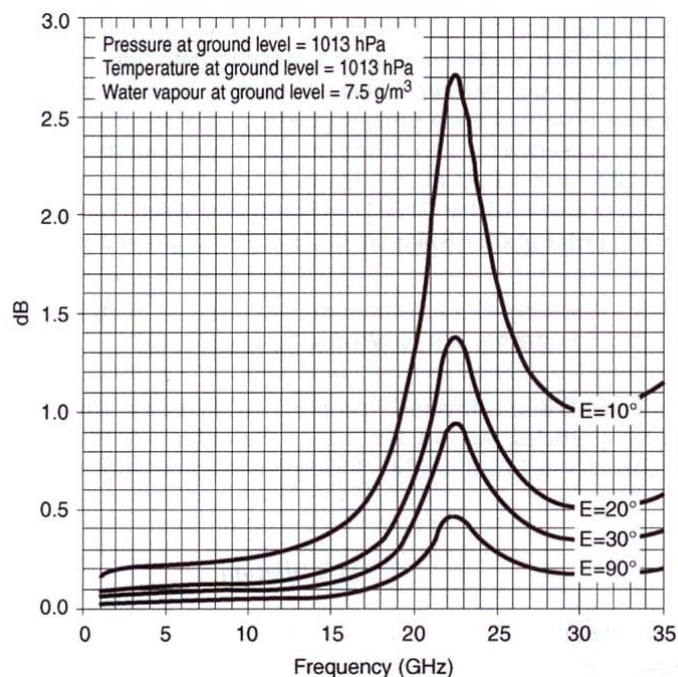


Figura 46. Atenuação Devido às Perdas Atmosféricas
 Fonte: Maral, G.; Bousquet, M. "Stellite Communication Systems", 2002

Finalizando-se essa categoria de perdas suplementares podemos citar as perdas decorrentes das chuvas. Quando dispersas na atmosfera, as gotas de chuva interagem com a radiação, causando atenuações. O efeito desse desvanecimento se acentua à medida que o comprimento de onda da radiação aproxima-se do comprimento das gotas de chuva, ou seja, quanto mais alta a frequência, maior será a atenuação devido às chuvas. A intensidade da precipitação é medida através da taxa de queda da chuva R expressada em mm/h. A estatística de precipitação temporal é obtida através da distribuição da probabilidade cumulativa, a qual indica a porcentagem de tempo no ano $p(\%)$ durante o qual um dado valor da taxa de queda da chuva R_p (mm/h) é excedido (usualmente o valor adotado em uma análise é de $p = 0,01\%$, o que corresponde a aproximadamente 53 minutos por ano). Na Europa, por exemplo, pode-se considerar uma taxa de chuva $R_{0,01}$ em torno de 30 mm/h, enquanto em regiões equatoriais temos

$R_{0,01} = 120 \text{ mm/h}$ [6].

O valor da atenuação da chuva é calculado pelo produto da atenuação específica da chuva γ_R (dB/km) pelo comprimento efetivo do percurso da chuva L_e (km), tal como expresso na equação 8. O valor de γ_R é calculado em função da frequência e da intensidade da taxa de chuva R (mm/h). Os passos seguidos para a determinação da atenuação pela chuva estão descritos na referência [DR8].

$$A_{rain} = \gamma_R L_e \quad (8)$$

11.1.8 Parâmetro de desempenho do link de comunicação

O parâmetro utilizado para análise do desempenho de um link de comunicação sem fio é a relação sinal ruído. A relação sinal ruído que caracteriza o link de comunicação via satélite pode ser expressa na Equação (9). Nela vemos que $\frac{C}{N_0}$ depende diretamente da Potência Irradiada Isotrópica Equivalente (EIRP), das perdas no espaço (L_s), perdas atmosféricas e pela chuva (L_a), relação do ganho do receptor em relação ao seu ruído térmico ($\frac{G_r}{T_s}$), conhecida como figura de mérito, mais uma constante [DR2].

$$\frac{C}{N_0} = EIRP + L_s + L_a + \frac{G_r}{T_s} + 228.6 \quad (9)$$

A relação sinal/ruído representa a magnitude relativa do sinal recebido em relação ao ruído presente na entrada do receptor. Esta relação entre a potência de sinal recebido e a densidade espectral do ruído é caracterizada por C/N_0 expressa em Hz. Ela é obtida a partir da potência do sinal recebido e da temperatura de ruído do sistema sendo independente da banda.

11.2 Análise de Resultados

Com o intuito de determinar a relação sinal-ruído para os quatro links de comunicação do satélite com a terra (*Uplink* e *Downlink* do Transponder DCS, *Uplink* de Telecomando e *Downlink* de Telemetria) as seguintes características dos sistemas de comunicação são apresentadas nessa sessão.

A - Para o *Uplink* do Transponder DSR as seguintes características, mostradas na Tabela 15, foram levantadas:

Tabela 15. Parâmetros Calculados do *Uplink* do Transponder DCS

Parâmetro	Valor
Frequência	401,62 MHz
Potência do Transmissor (1)	3 dBW
Perdas na linha de Transmissão (2)	- 1dB
Perdas no Espaço Livre	- 153,56 dB
Perdas por Polarização (2)	- 0,5 dB
Ganho da Antena Transmissora (1)	6 dBi
Ganho da Antena Receptora	2 dB
Temperatura de Ruído do Sistema (2)	885 K

(1) Valores Típicos (Fonte: Análise do Sistema de Coleta de Dados da MECB/SS)

(2) Valores estimados (Fonte: Space Mission Analysis and Design)

Considerando-se os parâmetros anteriormente descritos calcula-se a relação sinal-ruído (SNR). Neste caso, com o ângulo de elevação da estação terra de 5° encontramos o valor de SNR de 56,914 dB. Comparando-o com os valores tipicamente requeridos para enlaces de comunicação da mesma natureza que o em questão (segundo Space Mission Analysis Design, na ordem de 45 dB) pode-se concluir que o nosso sistema atende esses requisitos.

B - No caso do enlace de comunicação para o *Downlink* do Transponder DCS, os parâmetros da análise realizada estão ser resumidos na tabela 16.

Tabela 16. Parâmetros Calculados do *Downlink* do Transponder DCS

Parâmetro	Valor
Frequência	2.267,52 MHz
Potência do Transmissor (3)	27 dBm
Perdas na linha de Transmissão (2)	- 1dB
Perdas no Espaço Livre	- 168,60 dB
Perdas por Polarização (2)	- 0,5 dB
Ganho da Antena Transmissora	TBD
Ganho da Antena Receptora (1)	2 dB
Temperatura de Ruído do Sistema (2)	1.230 K

(1) Valores Típicos (Fonte: Análise do Sistema de Coleta de Dados da MECB/SS)

(2) Valores estimados (Fonte: Space Mission Analysis and Design)

(3) Dados do Transponder DCS (Fonte: Doc. Descrição do Transponder DCS)

Considerando este contexto, e pela análise realizada obteve-se uma relação sinal ruído de 46,5238 dB, o que também está acima do valor mínimo típico requerido.

C - Para o *Downlink* de Telemetria os parâmetros são mostrados na Tabela 17.

Tabela 17. Parâmetros Calculados do *Downlink* de Telemetria

Parâmetro	Valor
Frequência	145,856 MHz
Potência do Transmissor (4)	1,55 W
Perdas na linha de Transmissão (2)	- 1dB
Perdas no Espaço Livre	- 144,60 dB
Perdas por Polarização (2)	- 0,5 dB
Ganho da Antena Transmissora (1)	1,5 dB
Ganho da Antena Receptora (1)	6 dB
Temperatura de Ruído do Sistema (2)	1.230 K

(1) Valores Típicos (Fonte: Análise do Sistema de Coleta de Dados da MECB/SS)

(2) Valores estimados (Fonte: Space Mission Analysis and Design)

(4) Dados do Fornecedor ISIS (Fonte: CONASAT- Mission Technical Design)

Conforme cálculos realizados, o valor para a SNR deste link foi 41,55 dB, estando dentro dos valores previstos para tais links, constante da literatura sobre o tema, além de se estar próximo aos valores alcançados por outros projetos de características similares.

D - Para o *Uplink* de Telecomando os parâmetros são mostrados na Tabela 18.

Tabela 18. Parâmetros Calculados do *Uplink* de Telecomando

Parâmetro	Valor
Frequência	430-440 MHz
Potência do Transmissor (1)	3 dBW (1)
Perdas na linha de Transmissão (2)	- 1dB (2)
Perdas no Espaço Livre	- 168,60 dB
Perdas por Polarização (2)	- 0,5 dB (2)
Ganho da Antena Transmissora	6 dBi
Ganho da Antena Receptora (1)	2 dB (1)
Temperatura de Ruído do Sistema (2)	885 K (2)

(1) Valores Típicos (Fonte: Análise do Sistema de Coleta de Dados da MECB/SS)

(2) Valores estimados (Fonte: Space Mission Analysis and Design)

Para este link o valores de SNR foi 51,22 dB , também dentro dos valores previstos.

11.3 Considerações Finais

A qualidade do enlace entre um transmissor e um receptor pode ser caracterizada pela relação entre a potência do sinal e a densidade espectral da potência do ruído (SNR). A Tabela 19 mostra estes valores para os quatro links de comunicação.

Tabela 19. Valores da Relação Sinal/Ruído dos Enlaces

Enlace	SNR
<i>Uplink</i> do Transponder DCS	56,914 dB
<i>Downlink</i> do Transponder DCS	46.5238 dB
<i>Downlink</i> de Telemetria	41,55 dB
<i>Uplink</i> de Telecomando	51,22 dB

O valor de (SNR) varia em função do transmissor (EIRP), do receptor (figura de mérito G/T) e das propriedades do meio de transmissão. Em comunicações via satélite entre duas estações terrenas, dois enlaces devem ser considerados – o enlace de subida (*uplink*), e o enlace de descida (*downlink*). As condições de propagação afetam significativamente os valores de SNR e de formas de diferentes dependendo do tipo de enlace (subida ou descida).

12. SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE

O subsistema de determinação e controle de atitude tem a função de coletar dados referentes à órbita em que o satélite se encontra e o modo como ele se comporta dentro desta, com a finalidade de confrontar com uma situação desejada, e se necessário aplicar correções de parâmetros a fim de atingi-la. Tais correções podem ser feitas em tempo real pelo computador de bordo ou por meio de telecomandos enviados de terra, após a análise dos dados recebidos. Além disso, esse subsistema também pode fornecer dados orbitais de cada passagem para que, a partir da análise de seu histórico, possa ser feita uma previsão das órbitas futuras, para utilização no rastreamento do satélite.

O controle de atitude a ser adotado pelo satélite depende das exigências da missão. A missão do CONASAT é realizar a recepção de sinais provenientes da terra e retransmití-los de volta. Considerando-se que a única exigência neste aspecto é de que a face do satélite que contém as antenas planares do Transponder DCS (face **Z+**) esteja apontada para o nadir, torna-se suficiente a realização do controle de atitude em apenas dois eixos (**X** e **Y**).

Os diagramas de radiação das antenas a serem utilizadas apresentarão ângulos de meia potência por volta de 60° com relação à linha normal à superfície da terra, visando obter-se cobertura de toda a área de visada durante cada passagem. Assim sendo, não há grande exigência com relação à precisão de apontamento do satélite. Um valor de 10° de precisão satisfaz plenamente as necessidades da missão.

Como a orientação do satélite é em direção ao nadir, consideramos a terra como referência. Admitindo-se que a órbita é baixa, numa altitude onde a intensidade do campo magnético terrestre é significativa, podemos utilizar este campo magnético terrestre como referência. Daí, a escolha de sensores e atuadores magnéticos apresenta-se como a mais atrativa.

12.1 Sensores

Dentro do sistema comercial adotado para o controle de atitude da plataforma CONASAT está presente o sensor magnético (magnetômetro), que é o tipo mais usado em projetos de nano satélites, sendo apontado como o mais adequado para avaliar o posicionamento do satélite com relação à terra em órbitas baixas.

Estão presentes também outros tipos de sensores, como o rastreador de estrelas, o

sensor de sol e o giroscópio, que aumentam a precisão do sistema. Com o uso destes sensores pode-se obter uma precisão superior àquela requerida pelo projeto, possibilitando-se assim uma margem de segurança.

Além destes sensores será utilizado também o sensor de posicionamento GPS, que fornece dados referentes à posição física do satélite com relação ao globo terrestre, simplificando a realização de análises para predição de órbita para o rastreamento. A Figura 47 ilustra um dos módulos GPS disponíveis para aplicação em nano satélites.

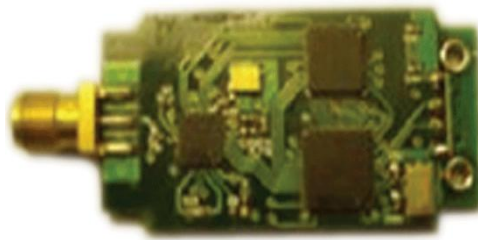


Figura 47. Placa GPS Receiver
Fonte: www.cubesatshop.com

12.2 Processamento

No processo de controle de atitude há um processamento específico, que realiza a análise das informações colhidas pelos sensores, confronta com o comportamento preestabelecido e, de acordo com o algoritmo desenvolvido para este fim, realiza cálculos e envia comandos para os atuadores, que farão as alterações devidas de modo a restaurar o posicionamento do satélite. Duas opções se apresentam para a realização deste processamento.

A primeira opção é a utilização do próprio computador de bordo, considerando que a placa que será utilizada (NanoMind A712C) já vem provida de componentes para a realização de funções do controle de atitude. O uso da mesma placa foi descartada, uma vez que representa uma carga adicional de processamento, que pode baixar o desempenho e confiabilidade total, mas a utilização de outra placa, para uso exclusivo das funções do controle de atitude, torna-se a melhor opção.

A alternativa comercial adotada, mostrada na Figura 48, é a placa *ADCS Processor Board*, desenvolvida especificamente para o controle de atitude, combinando o processador ADCS usado para realizar os cálculos complexos, receptor GPS, magnetômetro, giroscópio, interfaces para entrada de sensores e saídas para os atuadores.

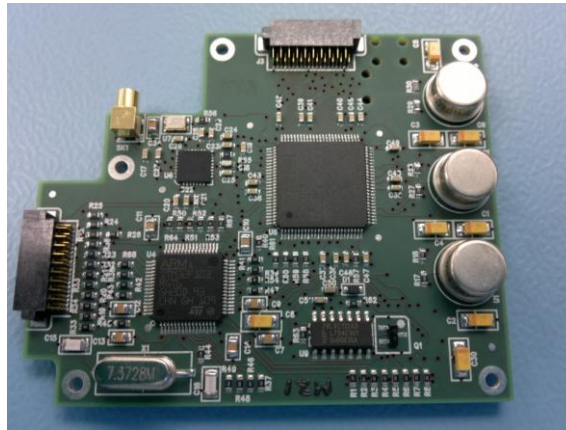


Figura 48. Placa ADCS

Fonte: ISIS - Innovative Solutions In Space

12.3 Atuadores

Com relação aos atuadores para efetuar as correções de atitude do satélite, serão utilizadas bobinas de torque (*magnetotorquers*). Além de ser o sistema mais utilizado em nano satélites, apresentando grande histórico de sucesso e conta com uma grande gama de produtos disponíveis no mercado.

A opção comercial adotada para a plataforma CONASAT é placa iMTQ da ISIS, mostrada na Figura 49, contendo 1 bobinas para cada eixo. Para os dois eixos **X** e **Y** estas bobinas são alongadas e possuem núcleo ferromagnético, oferecendo o dobro da eficiência de uma bobina plana. A terceira bobina, do eixo **X**, é do tipo plana.

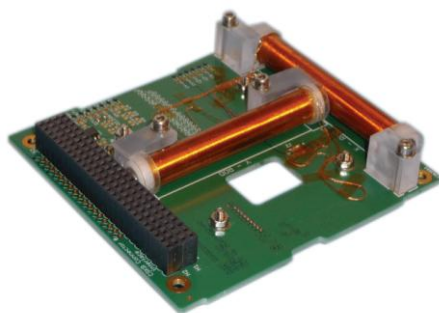


Figura 49. Placa iMTQ

Fonte: ISIS - Innovative Solutions In Space



Figura 50. Rodas de Reação MAI-400

Fonte: ISIS - Innovative Solutions In Space

Para um controle de atitude mais preciso nos eixos **X** e **Y** , podemos utilizar 2 rodas de reação MAI-400, mostrada na Figura 50, que possibilitam uma atuação mais rápida e de alta performance (0.625 mNm).

13. CARGA ÚTIL (TRANSPONDER DCS)

O Transponder de Coleta de Dados, em desenvolvimento, tem a função de receber os sinais das plataformas de coleta de dados (PCDs) do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCD) na faixa de frequências de UHF e enviar estes sinais na faixa de frequências de banda-S para as estações terrenas receptoras do SBCD, para posterior processamento e distribuição.

Mais especificamente, o Transponder deve desempenhar as seguintes funções:

- Receber os sinais das PCDs na faixa de frequências de $401.635 \text{ MHz} \pm 30 \text{ KHz}$ e na faixa de potências de -123 a -98 dBm .
- Reverter os sinais das PCDs para a faixa de frequências de $95 \pm 30 \text{ KHz}$.
- Com esta faixa de frequências, modular em fase, com índice de modulação constante, uma portadora em $2,26752 \text{ GHz}$.
- Amplificar este sinal para os níveis de potência requeridos para transmissão às estações de recepção terrenas.
- Receber telecomandos e enviar telemetrias ao subsistema computador de bordo do nano-satélite para controlar e monitorar a sua operação.

O Diagrama de Blocos do Transponder é apresentado na Figura 51 e descrito conforme a seguir:

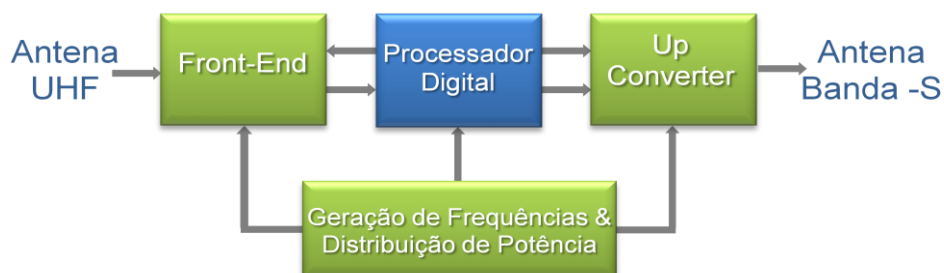


Figura 51. Diagrama em Blocos do Transponder

Os sinais das PCDs, que chegam ao nano-satélite através de uma antena UHF, entram no bloco "Front-End" do Transponder, onde são filtrados, amplificados, convertidos para a frequência inferior (*downconversion*) banda-base e digitalizadas para entrega ao bloco processador digital. Neste bloco o conjunto dos sinais das PCDs modula em fase, digitalmente, com índice de modulação constante, uma portadora. Este sinal modulado é então entregue ao bloco "Up-Converter", onde é convertido para analógico, filtrado, rebatido para a frequência de $2,26752 \text{ GHz}$, e amplificado para envio à antena de

banda-S e transmissão às estações de recepção terrenas. O bloco inferior da figura realiza a geração das frequências e distribuição de potência necessários à correta operação do transponder.

A seguir descreve-se os blocos que compõem o Transponder e o seu funcionamento:

13.1 Bloco Front-End

O Bloco "Front- End" está apresentado na Figura 52 e descrito a seguir:

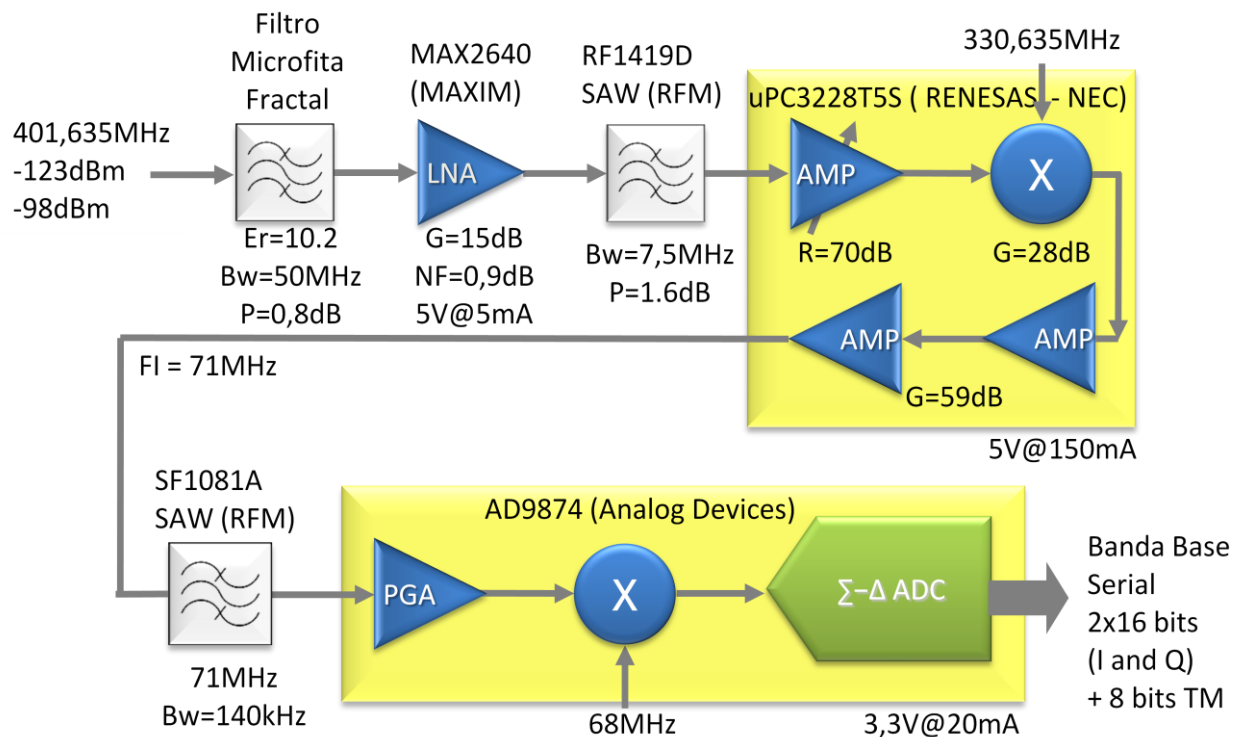


Figura 52. Bloco "Front-End"

O conjunto dos sinais das PCDs, centrado na frequência de 401,635 MHz ,ao entrar no bloco "Front-End" segue os seguintes passos:

- Filtragem por um filtro passa-baixa fractal, com $E_r = 10.2$ (Duroid 6010.2 Rogers), otimizado para dimensões reduzidas e perda de inserção abaixo de 1dB.
- Amplificação pelo LNA Maxim Max2640, escolhido por apresentar baixa figura de ruído e muito baixo consumo de potência e fabricante conceituado, e com aplicações típicas em celular e GPS.
- Filtragem pelo filtro SAW RF1419D RFM de banda estreita, que tem dimensões bem reduzidas, e é utilizado em aplicações médicas (alta confiabilidade).
- Amplificação, conversão (*downconversion*) para a frequência intermediária inferior de 71 MHz, e nova amplificação, pelo circuito integrado integrado uPC3228 RENESAS-NEC,

que tem ótimo desempenho, confiabilidade, baixa distorção e alto índice de integração em um chip.

- Filtragem pelo filtro SAW SF1081A RFM de banda estreita, que tem dimensões bem reduzidas, e é também utilizado em aplicações médicas (alta confiabilidade).
- Amplificação, converção (*downconversion*) para banda-base e digitalização com a técnica sigma-delta, pelo circuito integrado AD9874 Analog Devices, que digitaliza sinais de baixo nível com alta faixa dinâmica. O conjunto dos sinais digitalizado é então enviado ao bloco Processador Digital

13.2 Bloco Processador Digital

O Bloco Processador Digital está apresentado na Figura 53 e descrito a seguir:

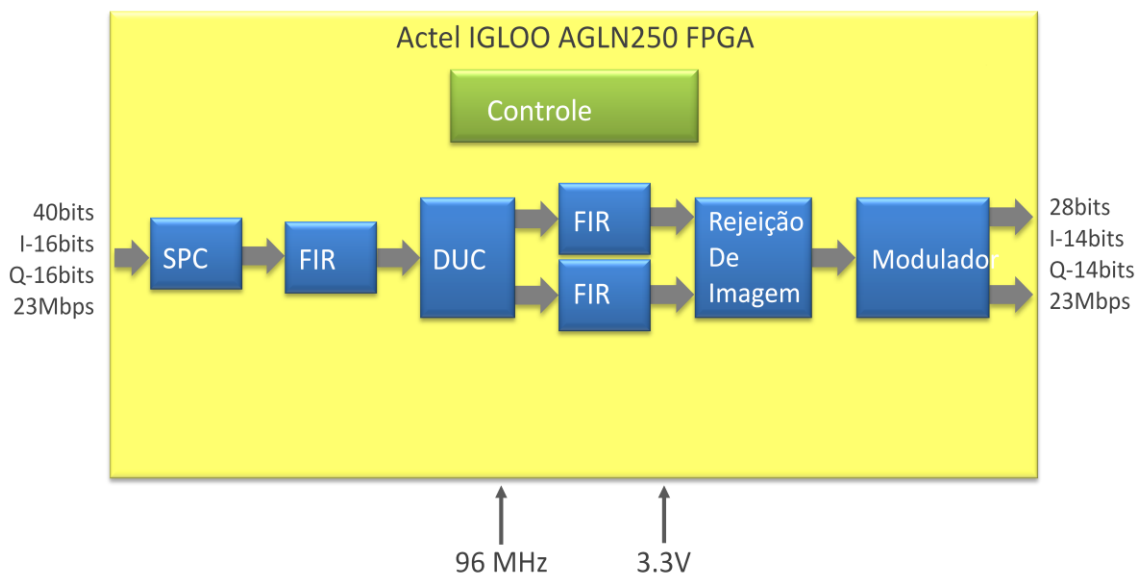


Figura 53. Bloco Processador Digital

O conjunto dos sinais das PCDs convertido para Banda-Base e digitalizado é então enviado ao Bloco Processador Digital onde segue os seguintes passos:

- Conversão de série para paralelo, no sub-bloco SPC (*Serial/Parallel Converter*).
- Filtragem por um filtro FIR passa-baixa, com $BW = 70$ KHz no bloco FIR.
- Rebatimento para a frequência central de 95 KHz, no sub-bloco DUC (*Digital Up Converter*).
- Duplicação e Filtragem por filtros FIR passa-baixa em 95KHz com $BW = 70$ KHz, no bloco FIR.
- Filtragem com técnica de rejeição de imagem de fase e quadratura, resultando em uma única linha de sinal, no sub-bloco Rejeição de Imagem.

- O Sinal resultante modula em fase, digitalmente, com índice de modulação constante de 1,8 rad uma portadora de frequência 23 MHz no sub-bloco Modulador. Este novo sinal digital, dividido em I e Q é então entregue ao Bloco "Up-Converter".

Para executar-se as conversões de frequência e modulação do bloco Processador, utiliza-se o Algoritmo "CORDIC" (*Coordinate Rotation Digital Computer Iterative Algorithm*) em arquitetura "Pipeline", conforme a Figura 54, a seguir.

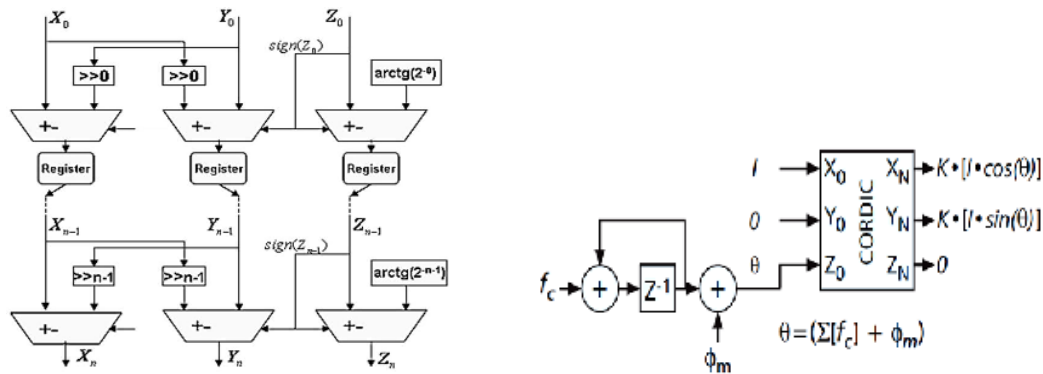


Figura 54. Algoritmo "CORDIC"

13.3 Bloco "Up-Converter"

O bloco "Up-Converter" está apresentado na Figura 55 e descrito a seguir:

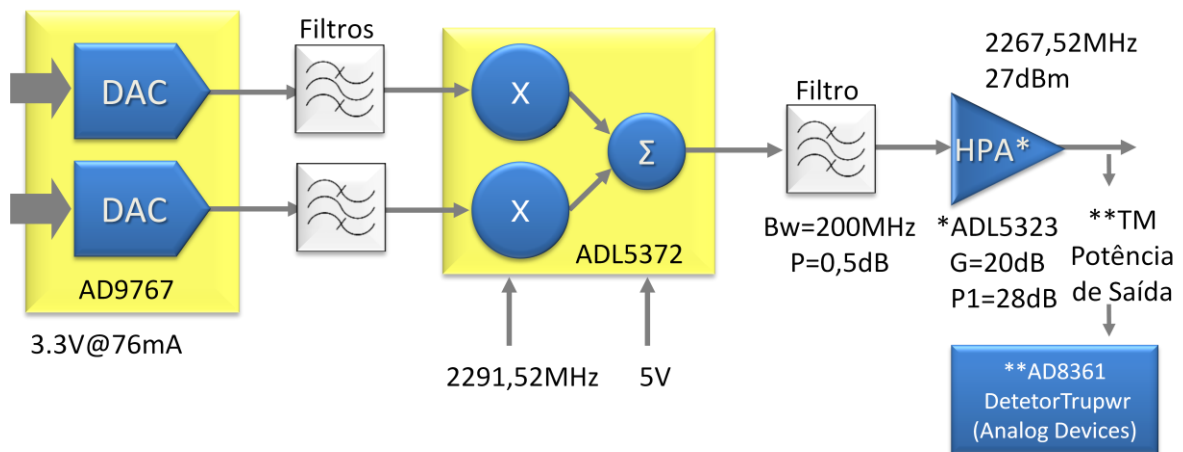


Figura 55. Bloco "Up-Converter"

O novo sinal vindo do bloco Processador Digital, modulado em fase digitalmente, modulado e dividido em I e Q, ao entrar no bloco "Front-End" segue os seguintes passos:

- As componentes I e Q são convertidos de digital para analógico no DAC AD9767 de 14 bits da Analog Devices.

- Os sinais I e Q analógicos são filtrados nos dois blocos filtros passa-faixa.
- Os sinais I e Q analógicos filtrados são misturados e convertidos para a frequência de 2,26752 GHz no Modulador de Quadratura ADL5372 da Analog Devices, que tem excelente precisão de fase e balanço de amplitude.
- O sinal analógico resultante, modulado na frequência de 2,26752 GHz é filtrado por um filtro passa-baixa de baixa perda.
- O sinal filtrado é então amplificado no CI ADL5323 da Analog Devices, que é um amplificador com alta linearidade com 20 dB de ganho e P1dB de 28 dBm, e enviado à antena transmissora Banda-S para recepção nas estações terrenas. O CI ADL5323 foi desenvolvido para aplicações radio-base celular.
- Uma amostra do sinal final amplificado é colhida pelo CI Detetor de Potência AD8361 (*Tru PWR Detector*) da Analog Devices, que tem excelente estabilidade em temperatura e baixo consumo.

13.4 Bloco de Geração de Frequências & Distribuição de Potência

O Bloco Geração de Frequências & Distribuição de Potência está apresentado na Figura 56 e descrito a seguir:

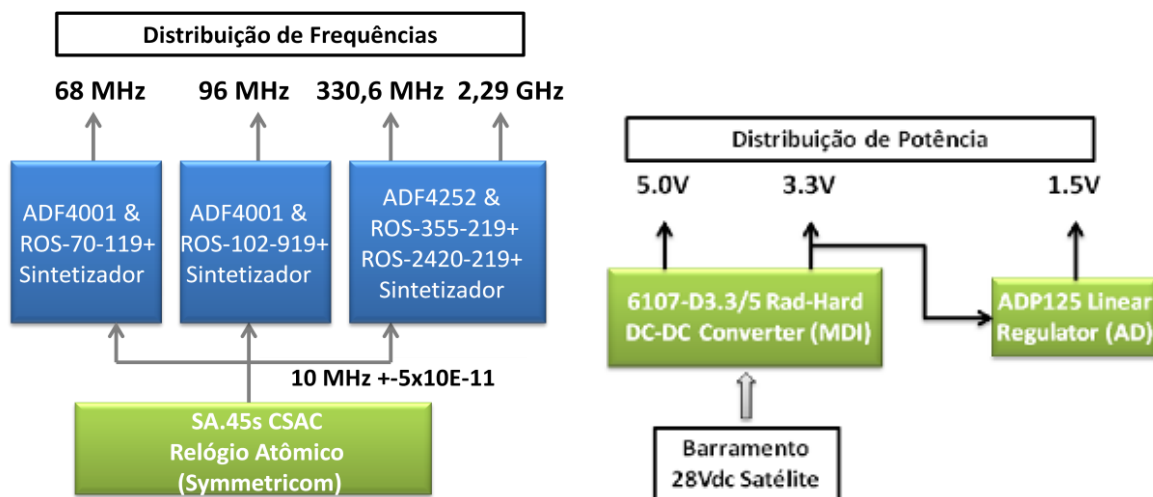


Figura 56. Bloco de Geração de Frequências & Distribuição de Potência

No Circuito Gerador de Frequências do bloco temos:

- O CI SA.45s CSAC da Symmetricom, que é um relógio atômico em escala de chip, de alta estabilidade e muito baixo consumo (115 mW), e é responsável por fornecer uma base de tempo estável de $10 \text{ MHz} \pm 5 \times 10^{-11}$ aos sub-blocos responsáveis pela geração das frequências necessárias à correta operação do Transponder.

- O Sintetizador PLL de frequência 68 MHz, que é constituído basicamente de:
 - 01 CI ADF4001 da Analog Devices - sintetizador de frequências, com baixo ruído de fase e programável.
 - 01 VCO ROS-70-119+ da Minicircuits.
- O Sintetizador PLL de frequência de 96 MHz, que é constituído basicamente de:
 - 01 CI ADF4001 da Analog Devices - sintetizador de frequências, com baixo ruído de fase e programável.
 - 01 VCO ROS-102-919+ da Minicircuits.
- O Sintetizador PLL de frequência dual 330,635 MHz e 2,24352 GHz, que é constituído basicamente de:
 - 01 CI ADF4252 da Analog Devices - sintetizador de frequências, com baixo ruído de fase e programável.
 - 01 VCO ROS-355-219+ da Minicircuits -> 330,635 MHz.
 - 01 VCO ROS-2420-219+ da Minicircuits -> 2.29152 GHz.

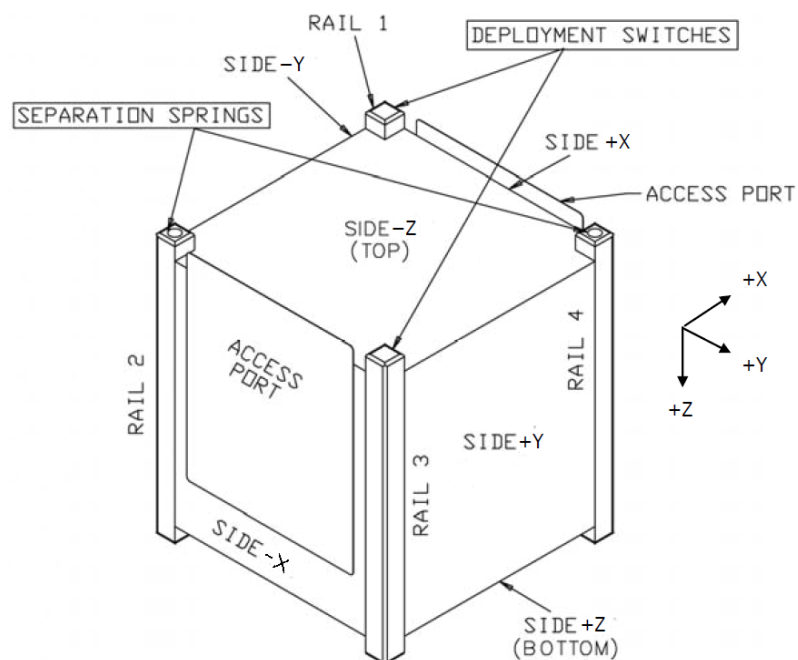
No Circuito Distribuidor de Potência temos:

- 01 Conversor DC/DC híbrido 6107-D3.3/5 resistente a radiação de MDI, de alta confiabilidade cuja família é utilizada em aplicações espaciais, responsável por fornecer as alimentações de 5 e 3,3 V aos circuitos do Transponder.
- 01 CI regulador linear ADP125 de baixo “*drop-out*” da Analog Devices, responsável por fornecer a alimentação de 1,5 V ao bloco Processador do Transponder.

ANEXO 1 - O Padrão CubeSat

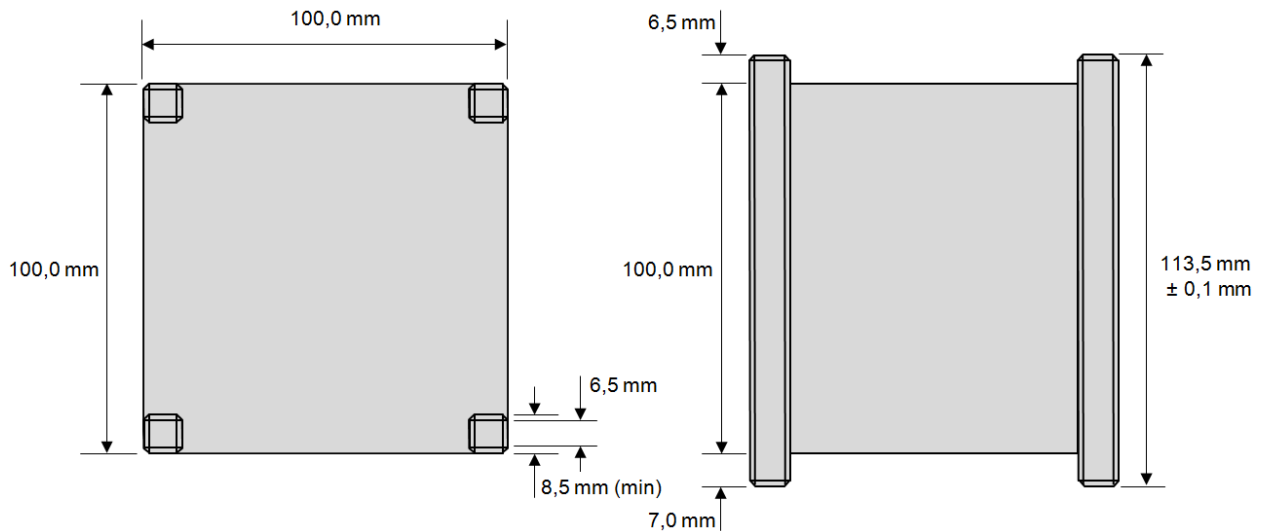
O padrão CubeSat, criado pela *California Polytechnic State University*, cujas especificações estão contidas no seu documento *CubeSat Design Specification* é baseado em módulos cúbicos de arestas de 100 mm, conhecidos como Unidades, ou, simplesmente, U. Assim, temos CubeSat de 1U, 2U, etc.

A estrutura básica CubeSat é vista na figura a seguir, onde se observa o cubo básico de 100 mm de aresta e os quatro trilhos utilizados para deslizamento durante a ejeção. Em dois destes trilhos, em posições diagonalmente opostas, existem as molas de separação, responsáveis em prover o afastamento físico entre satélites após a ejeção, no caso de serem lançados mais de um em um mesmo ejetor. Em pelo menos um dos trilhos restantes, deve existir um interruptor de pressão, que será liberado somente após o satélite ser lançado ao espaço, atendendo a um requisito muito importante do padrão CubeSat, que determina que, enquanto o satélite permanecer no interior do ejetor, todos os seus subsistemas devem estar completamente desenergizados e só poderão ser energizados após a ejeção.



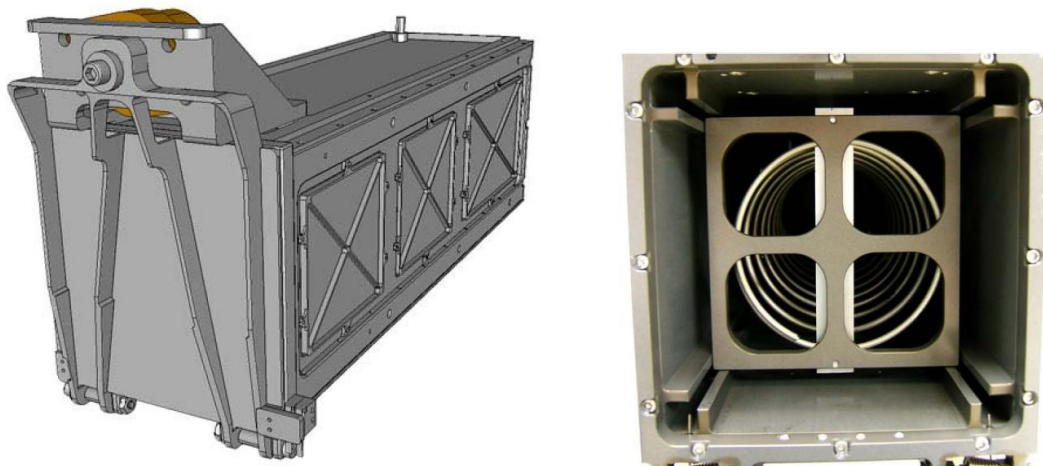
Estrutura de CubeSat de 1 Unidade (1U)
fonte: CubeSat Design Specification - www.cubesat.org

Próxima figura apresenta as dimensões físicas da estrutura básica 1U do padrão CubeSat.



Padrão de dimensões CubeSat de 1 Unidade (1U)
fonte: CubeSat Design Specification

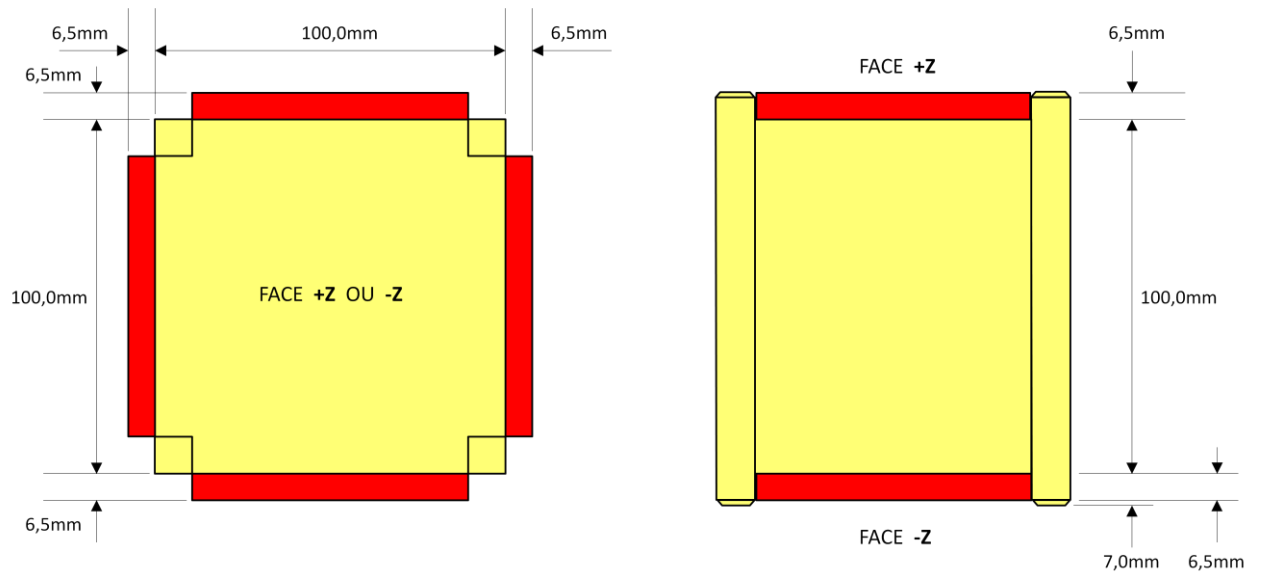
Na figura a seguir vemos o dispositivo ejetor desenvolvido pela California Polytechnic State University, conhecido como P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer), em estado pronto para ejeção com a tampa fechada (à esquerda) e aberta, mostrando seu interior (à direita). Consta basicamente de uma base pressionada por uma mola, que corre ao longo dos 8 trilhos, responsáveis por guiar os satélites no processo de ejeção.



Dispositivo ejetor P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer)
fonte: CubeSat Design Specification - www.cubesat.org

Nenhum acessório externo ao satélite, como antenas, painéis solares, peças móveis ou articuladas em geral, pode tocar alguma parede interna do P-POD, sendo somente permitido o contato entre os trilhos do satélite e os trilhos do P-POD. Todos os acessórios externos do satélite devem permanecer fixados na posição recolhida, por meios próprios do satélite, não podendo em hipótese alguma ser usados os trilhos e paredes internas do P-POD para este fim.

Nenhum acessório externo ao satélite deve ultrapassar a marca de 6,5 mm normal a qualquer uma das 6 faces, como pode-se observar na próxima figura.

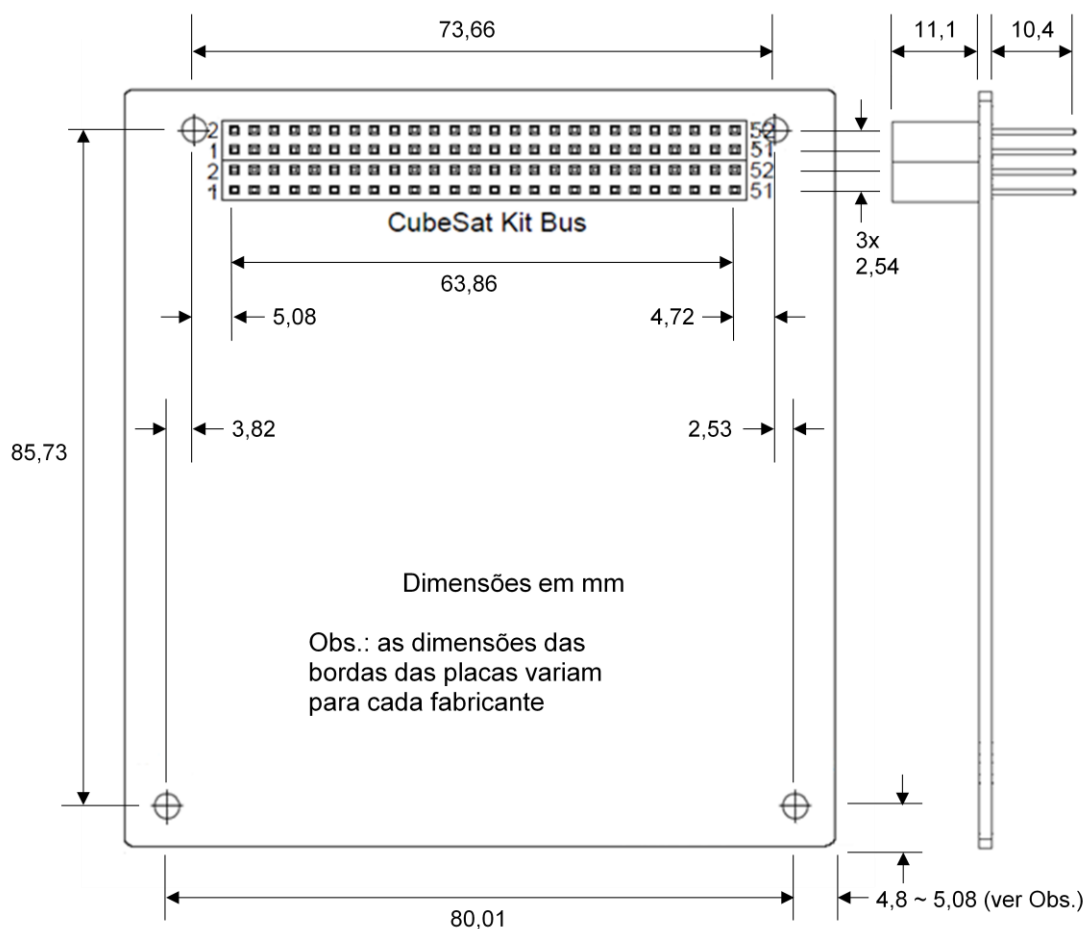


Limites máximos para partes externas ao satélite

ANEXO 2 - O Padrão Físico das Placas para CubeSat

As dimensões das estruturas CubeSat, definidas no documento "*CubeSat Design Specification*", da Organização CubeSat, referem-se apenas à parte externa das mesmas, de modo a se adotar uma padronização com os dispositivos ejetores P-POD. Com relação ao espaço físico interno e a organização das placas, há uma liberdade para cada desenvolvimento particular, não existindo uma especificação oficial. Existe uma tendência a que os fabricantes de suprimentos para CubeSat adotem um modelo baseado na placa PC/104, padronizada pelo ISA para sistemas embarcados de computadores, e no conector CubeSat Kit, de 104 pinos. Este padrão foi sugerido no documento *CubeSat Board Specification* (ALLSPACE, 2011) e já está sendo amplamente adotado pelos maiores fabricantes.

A figura a seguir apresenta as dimensões da placa com as posições dos furos de fixação e do posicionamento do conector.



Dimensões da placa padrão para satélites CubeSat
fonte: www.cubesatkit.com, www.gomspace.com

ANEXO 3 - O Barramento CubeSat Kit

O barramento CubeSat Kit é composto por 2 conectores de 52 pinos, conhecidos como H1 e H2, modelo ESQ-126-39-G-D, do fabricante SAMTEC, cujos pinos se estendem pela parte inferior da placa, permitindo o encaixe no conector da placa inferior, estabelecendo assim um barramento vertical. Quando não é necessária a conexão com a placa inferior, é utilizado o conector ESQ-126-37-G-D, que não possui as extensões inferiores. Quanto à utilização elétrica destes 104 pinos, também tem sido comum a adoção do padrão sugerido pela ALLSPACE, no documento já referenciado e apresentado nos quadros a seguir.

Padrão proposto para Conector H1 (fonte: ALLSPACE - CubeSat Board Specification)

Pino	Nome	Descrição
H1.1	CAN-	Barramento CAN (nível dominante baixo)
H1.2	CAN+	Barramento CAN (nível dominante alto)
H1.3		Uso Específico da Missão
H1.4		
H1.5		
H1.6		
H1.7		
H1.8		
H1.9		
H1.10		
H1.11		
H1.12		
H1.13		
H1.14		
H1.15		
H1.16		
H1.17	TXD1	Transmissão de Dados Payload
H1.18	RXD2	Recepção de Dados Payload
H1.19	#	Reservado para uso futuro
H1.20	#	
H1.21	SCL1	Clock I ² C Payload
H1.22	#	Reservado para uso futuro
H1.23	SDA1	Dados I ² C Payload
H1.24	#	Reservado para uso futuro
H1.25	-FAULT	Falha de Alimentação (Coletor Aberto)
H1.26	VREF1+	Tensão de Referência 1

Pino	Nome	Descrição
H1.27	#	Reservado para compatibilidade
H1.28	VREF2+	Tensão de Referência 1
H1.29	-RESET	
H1.30	VREF-	
H1.31	#	Reservado para compatibilidade
H1.32	+5VCHR	
H1.33	#	Reservado para compatibilidade
H1.34	#	
H1.35	#	
H1.36	#	
H1.37	#	
H1.38	#	
H1.39	TXD0	Transmissão de Dados Sistema
H1.40	RXD0	Recepção de Dados Sistema
H1.41	SDA0	I ² C Sistema
H1.42	VBACKUP	Tensão de Backup
H1.43	SCL0	Clock I ² C Sistema
H1.44	#	Reservado para compatibilidade
H1.45	#	
H1.46	#	
H1.47	VCC0	Tensões de Saída Protegidas
H1.48	VCC1	
H1.49	VCC2	
H1.50	VCC3	
H1.51	VCC4	
H1.52	VCC5	

Padrão proposto para Conector H2 (fonte: ALLSPACE - CubeSat Board Specification)

Pino	Nome	Descrição
H2.1	EPS0	Uso Específico do SS Energia
H2.2	EPS1	
H2.3	EPS2	
H2.4	EPS3	
H2.5	EPS4	
H2.6	EPS5	
H2.7	EPS6	
H2.8	EPS7	
H2.9	COM0	Uso Específico do SS Comunicação
H2.10	COM1	
H2.11	COM2	
H2.12	COM3	
H2.13	COM4	
H2.14	COM5	
H2.15	COM6	
H2.16	COM7	
H2.17	ADCS0	Uso Específico do SS Controle Atitude
H2.18	ADCS1	
H2.19	ADCS2	
H2.20	ADCS3	
H2.21	ADCS4	
H2.22	ADCS5	
H2.23	ADCS6	
H2.24	ADCS7	
H2.25	+5V	Tensão de Saída Regulada de +5 V
H2.26	+5V	

Pino	Nome	Descrição
H2.27	+3.3V	Tensão de Saída Regulada de +3,3 V
H2.28	+3.3V	
H2.29	DGND	Terra Digital
H2.30	DGND	
H2.31	AGND	Terra Analógico
H2.32	DGND	Terra Digital
H2.33	S0	Pino RBF - contato NF
H2.34	S0	
H2.35	S1	Interruptor de Ejeção - contato NF
H2.36	S1	
H2.37	S2	Pino RBF - contato NA
H2.38	S2	
H2.39	S3	Interruptor de Ejeção - contato NA
H2.40	S3	
H2.41	S4	Pino RBF - contato Comum
H2.42	S4	
H2.43	S5	Interruptor de Ejeção - contato Comum
H2.44	S5	
H2.45	VBAT	Tensão Direta da Bateria
H2.46	VBAT	
H2.47	PAYLD0	Uso Específico do Payload
H2.48	PAYLD1	
H2.49	PAYLD2	
H2.50	PAYLD3	
H2.51	PAYLD4	
H2.52	PAYLD5	

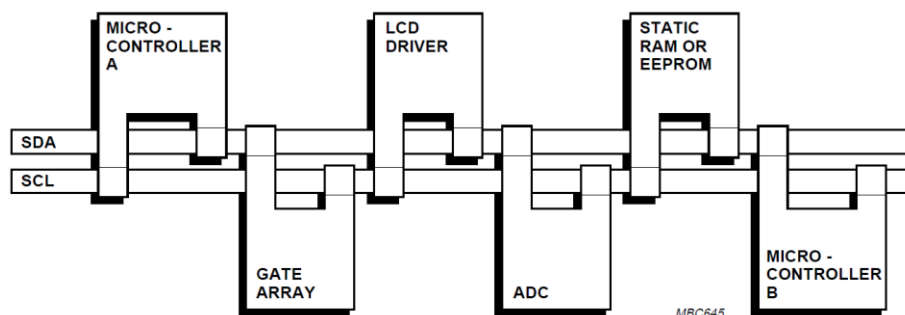
ANEXO 4 - O Interface Elétrico I²C

O interfaceamento entre os diversos subsistemas será feito utilizando-se o interface elétrico e protocolo I²C. Este protocolo, desenvolvido pela PHILIPS em 1996, vem se tornando o padrão mais adotado em sistemas embarcados, principalmente pela sua simplicidade, baixo consumo de corrente e alta imunidade a ruídos. É amplamente utilizado pelos fabricantes de equipamentos, periféricos, sensores, etc., permitindo uma boa integração das comunicações, baixando o tempo e custos de desenvolvimento de dispositivos, permitindo grande flexibilidade no funcionamento. A taxa máxima de transferência de dados é de 100Kbps no modo padrão e 400 Kbps no modo rápido (fastmode).

O barramento é composto por apenas 4 fios:

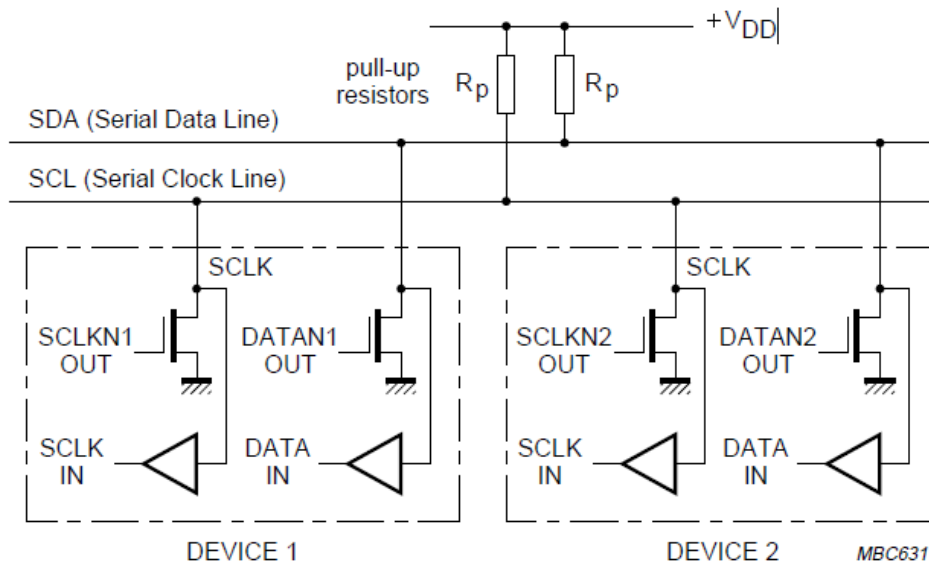
- **VCC** - alimentação, normalmente +5V
- **GND** - referência de massa de sinal
- **SDA (Serial DATA Line)** - linha bidirecional de dados
- **SCL (Serial CLOCK)** - sinal de relógio para sincronismo

Neste barramento, esquematizado na figura a seguir, podem ser conectados até 128 dispositivos, sendo que qualquer um pode exercer a função de **Mestre**, encarregando-se de controlar a comunicação e gerar sinal de clock e endereçamento para o dispositivo **Escravo** com quem deseja trocar dados. Apesar dos dados transmitidos na linha sejam vistos por todos os dispositivos, apenas aquele cujo endereçamento seja reconhecido, irá considerá-los.



Exemplos de Utilização do barramento I²C
fonte: The I²C Bus Specification - Philips Semiconductors

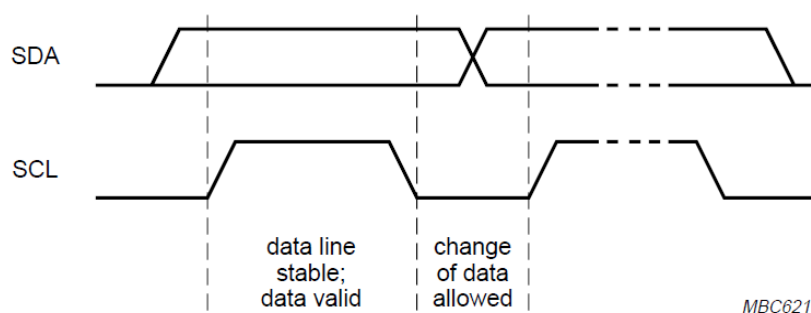
Tanto a linha de dados como a de sincronismo, são mantidas em potencial positivo (nível lógico alto) através dos resistores de "pull-up", de valores entre 4 KOhm e 10 KOhm, conforme mostrado na próxima figura. Cada dispositivo conectado ao barramento possui um receptor e um transmissor ligados a cada uma dessas linhas.



Estrutura básica do padrão do barramento I²C
fonte: The I²C Bus Specification - Philips Semiconductors

Os transmissores, quando não habilitados a transmitir, apresentam alta impedância de saída, de modo a não carregarem as linhas. Somente quando iniciam uma comunicação, ou são endereçados, modulam as linhas seriais por meio dos FET de saída, que oferecem baixa impedância nos momentos de provocar o nível lógico baixo.

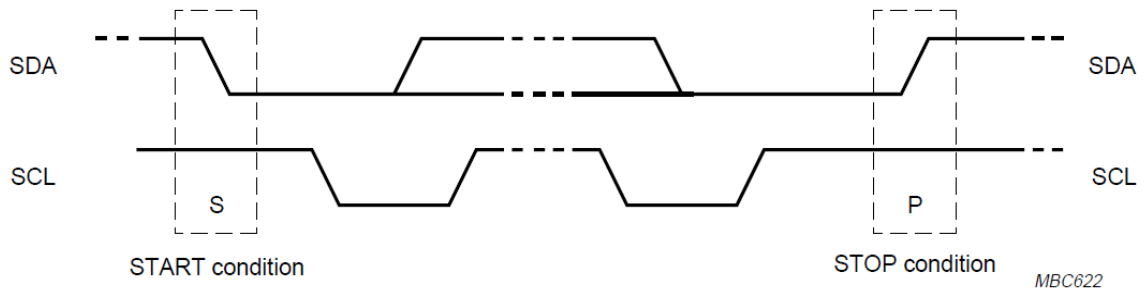
O dado na linha **SDA** deve estar estável durante o período em que o sinal de clock na linha **SCL** esteja no nível alto. As transições entre os níveis lógicos alto e baixo dos dados só podem ocorrer enquanto o sinal de clock estiver no nível baixo, como pode ser observado na figura a seguir:



Correlação entre os sinais no barramento I²C

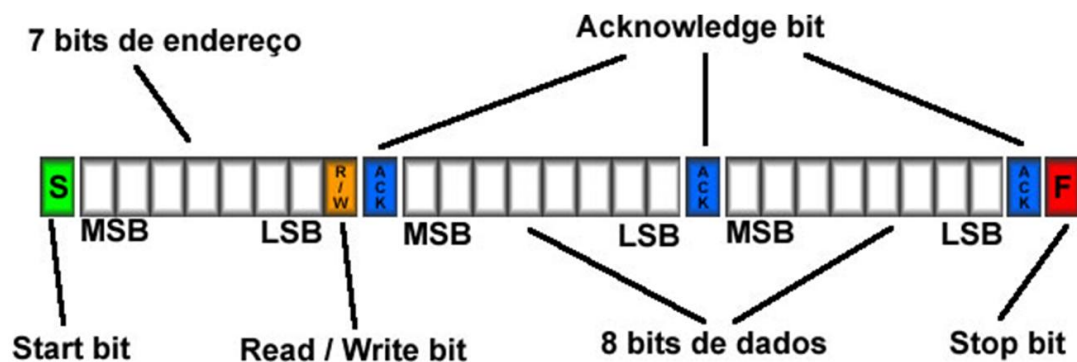
Existem duas situações em que esta regra não é seguida, ou seja, o nível lógico na linha **SDA** se altera durante o período em que **SCL** está alto. Estas transições são particularmente importantes, pois definem dois eventos na comunicação. A transição do estado de repouso da linha (nível lógico alto) para o nível baixo, constitui-se no sinal de START, que dá início a cada ciclo de transferência. Existe um mecanismo de tratar a colisão, caso dois dispositivos tentarem iniciar a comunicação simultaneamente. A

transição inversa, do baixo para o alto, é o sinal de STOP, que dá a transferência por encerrada, como mostrado na figura abaixo:



Correlação entre os sinais no barramento I²C

A próxima figura ilustra o fluxo básico de dados no barramento I²C, que é descrito passo a passo a seguir.



Fluxo de dados no barramento I²C
fonte: The I²C Bus Specification - Philips Semiconductors

1. Um dispositivo que deseja comunicar-se com outro assume-se como Mestre, enviando um bit de **Start** na linha de dados.
2. Em seguida são enviados os 7 bits de endereçamento do dispositivo a ser acessado. Com esta quantidade de bits são possíveis 128 endereços.
3. O bit **R/W**, enviado a seguir, informa se é operação de leitura ou escrita.
4. Ao identificar o seu endereço na linha de dados, o dispositivo endereçado responde com um sinal de reconhecimento **ACK** (Acknowledge).
5. Se a operação for de leitura, e o dispositivo endereçado tiver dados a transmitir, este envia o primeiro byte de dados de 8 bits de para o Mestre.
6. Após ter recebido os 8 bits, o Mestre envia um bit **ACK**, confirmando o recebimento do byte.
7. Ao perceber a presença deste bit **ACK** na linha, o dispositivo transmissor envia mais um byte de dados.
8. Este ciclo se repete até que todos os bytes tenham sido enviados. Após isto, o transmissor envia um único bit de **Stop**, dando por finalizado o ciclo de

transferência de dados.

9. Se, no item 5, o dispositivo não tiver dados a enviar, responde diretamente com o envio do bit único de **Stop**.
10. Se, ainda no item 5, a operação for de escrita, o processo é idêntico, com a diferença que é o Mestre quem envia os dados e o Escravo recebe e confirma com o **ACK**.