



SOFTWARE C&DH EMBARCADO EM NANOSSATÉLITES (ScdhNa)

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO EM DESENVOLVIMENTO TECNOLÓGICO E INOVAÇÃO PIBITI/INPE - CNPq/MCT

Danilo Pallamin de Almeida – Bolsista PIBITI/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Verificação e Validação de Sistemas Intensivos em Software
LABV&VSIS/INPE – MCT
E-mail: danilopallamin@gmail.com

Dr. Maria de Fátima Mattiello-Francisco – Orientadora
Coordenação de Gestão Tecnológica
(TEC)/INPE – MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCT
E-mail: fatima.mattiello@inpe.br

São José dos Campos, Junho de 2016

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO EM
DESENVOLVIMENTO TECNOLÓGICO E INOVAÇÃO PIBITI/INPE -
CNPq/MCT**

PROJETO

SOFTWARE C&DH EMBARCADO EM NANOSSATÉLITES (ScdhNa)

Relatório elaborado por:

Danilo Pallamin de Almeida – Bolsista PIBITI/INPE – CNPq/MCT
Graduando em Engenharia Mecatrônica
E-mail: danilopallamin@gmail.com

Dr. Maria de Fátima Mattiello-Francisco – Orientadora
Coordenação de Gestão Tecnológica
(TEC)/INPE – MCT
E-mail: fatima.mattiello@inpe.br

DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Projeto:
SOFTWARE C&DH EMBARCADO EM NANOSSATÉLITES (ScdhNa)

Bolsista:

Danilo Pallamin de Almeida

Graduando em Engenharia Mecatrônica

Escola de Engenharia de São Carlos – Universidade de São Paulo (EESC – USP)

Orientadora:

Dra. Maria de Fátima Mattiello-Francisco

Coordenação de Gestão Tecnológica - (TEC)/INPE – MCT

Co-Orientador:

Dr. Otávio Santos Cupertino Durão

Colaboradores:

Marcelo Essado - Engenheiro de Sistemas - EMSISTI

Cristiano Strieder - Mestre em Computação Aplicada – EMSISTI

Carlos Leandro Gomes Batista – Mestrando em ETE - INPE

Carlos Augusto Paiva – Doutorando em ETE – INPE

Wendell Silva – Engenheiro de Software – Atlas Software

Jeanne Lima – Doutoranda em ETE - INPE

Local de Trabalho/Execução do Projeto:

Laboratório de Verificação e Validação de Sistemas Intensivos em Software –
LABV&VSIS/INPE – MCT, São José dos Campos, São Paulo

RESUMO

Este trabalho, iniciado em Março de 2016, tem por alvo o desenvolvimento do software que realiza as funções de comando, manipulação de dados e aquisição de telemetria, embarcado do computador de bordo do nanosatélite NANOSATC-BR2, que utiliza o padrão CubeSat.

As atividades realizadas até o presente focaram a análise dos requisitos do software de comando e gestão de dados (C&DH). Modelos baseados no formalismo *timed automata* foram criados com o uso da ferramenta UPPAAL para representar a interoperabilidade entre o computador de bordo do NANOSATC-BR2 e as cargas úteis do nanossatélite. Os modelos serão úteis na análise dos requisitos de cada subsistema, tanto na perspectiva de operação a bordo quanto em solo. A ferramenta UPPAAL permite validar os requisitos em termos de propriedades dos modelos, tais como frequência de visita de comunicação entre computador e carga útil, padrão de interação a ser seguido, e volume de dados a ser transferido, entre outros.

Uma das propostas do projeto do NANOSATC-BR2 é desenvolver no Brasil o software de gestão de bordo, em parceria com empresas nacionais emergentes de ex-alunos do INPE, para assim manter esta tecnologia sob domínio do Brasil.

A abordagem adotada, pela equipe de pós-graduação da Engenharia de Sistemas do INPE, será orientada a modelos (Model Driven Engineering). Desta maneira, o software embarcado no computador de bordo, tomará como base o modelo aqui desenvolvido para operar o nanossatélite.

O NANOSATC-BR2 é um nanossatélite 2U que contará com cargas úteis desenvolvidas tanto internamente no INPE, como em parceria com grupos de pesquisa de universidades brasileiras na UFRGS, UFSM, SMDH, e UFMG.

Inicialmente, foram criados modelos de operação individuais com foco nas interações entre o computador de bordo com as respectivas cargas úteis. A partir dos requisitos dos subsistemas descritos em linguagem natural, um modelo de interoperabilidade foi gerado para cada carga útil, destacando suas necessidades de interação com o software de gestão de bordo.

O desenvolvimento dos modelos de interoperabilidade se insere no processo MDE de verificação e validação de sistemas, prevista em engenharia de sistemas como uma etapa importante no desenvolvimento de projetos críticos intensivos em software.

Palavras-chave: NanosatC-BR2, Cubesat, Model-Driven Engineering, UPPAAL, Timed Automata.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	9
2. OBJETIVO.....	10
3. METODOLOGIA	10
4. CUBESATS E A MISSÃO NANOSATC-BR2	11
4.1 Cubesats.....	11
4.2 O Programa NanosatC-BR.....	12
4.3 A Missão NanosatC-BR1.....	12
4.4 A Missão NanosatC-BR2.....	13
5. ESTUDO DA PLATAFORMA E CARGAS ÚTEIS	14
5.1 O Sistema Completo	14
5.2 A Plataforma	14
5.2.1 EPS NanoPower P31u	14
5.2.2 ISIS VHF/UHF Transceiver	15
5.2.3 IMTQ Magnetotorquer	16
5.2.4 XEN-1210 Magnetometer.....	16
5.2.5 ISIS Solar Panels.....	17
5.2.6 iOBC.....	17
5.2.7 Daughterboard	19
5.3 Cargas úteis.....	20
5.3.1 Sonda de Langmuir – SLP.....	20
5.3.2 Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas – SDATF	21
5.3.3 Payload SMDH-UFRGS-INPE	21
6. DESENVOLVIMENTO DOS MODELOS EM UPPAAL	23
6.1 Sonda de Langmuir	23
6.2 Payload SMDH-UFRGS-INPE.....	25
6.3 Sistema de Controle de Atitude.....	26
6.4 SDATF Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas	28
7. RESULTADOS E DISCUSSÃO	30
7.1 Resultados para a Missão	30
7.2 Resultados para o Aluno	30
8. FUTUROS TRABALHOS.....	31
8.1 Projeto da Daughterboard.....	31
8.2 Finalização dos Modelos UPPAAL e Geração do Código.....	31
9. REFERÊNCIAS.....	32

ÍNDICE DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Cubesats 1U, 2U, 3U, 6U e 12U	11
Figura 2: Modelo de Engenharia do NanosatC-BR2	13
Figura 3: Diagrama de Blocos Representativo das Interfaces do NanosatC-Br2	14
Figura 4: NanoPower P31u.....	15
Figura 5: ISIS VHF/UHF Transceiver.....	15
Figura 6: ISIS Magnetotorquer Board IMTq	16
Figura 7: XEN-1210 3D Magnetometer	16
Figura 8: ISIS Top-mount Solar Panel	17
Figura 9: iOBC - ISIS On-Board Computer.....	18
Figura 10: Photodiode Op-Amp Amplification Example	19
Figura 11: Diagrama de ligações da SLP	21
Figura 12: Diagrama de Blocos Funcional da Carga Útil SMDH-UFRGS-INPE.....	22
Figura 13: Modelo de Interação do Computador de Bordo para a Sonda de Langmuir.....	24
Figura 14: Modelo de Operação da Interface da Sonda de Langmuir	24
Figura 15: Modelo de Operação da FPGA de Interface da Payload SMDH-UFRGS-INPE	25
Figura 16: Modelo de Operação do OBC para Interfacear com a Payload SMDH-UFRGS-INPE .	26
Figura 17: Modelo CoilDriver	26
Figura 18: Modelo ACS.....	27
Figura 19: Modelo Magnetometer XEN1210	27
Figura 20: Modelo do OBC para interagir com o ACS	28
Figura 21: Modelo do uC Master do SisDATi	28
Figura 22: Modelo do uC Sampler do SisDATi	29
Figura 23: Modelo do OBC para interagir com o SisDATi	29

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1: Dados Principais do iOBC.....	17
---	----

1.INTRODUÇÃO

Este trabalho, realizado por meio de uma bolsa PIBITI entre os meses de Março e Junho de 2016, é parte do desenvolvimento do software para o computador de bordo do NanosatC-Br2. O trabalho se insere na investigação de aplicar uma metodologia de Model-Driven Engineering (MDE) no processo de verificação e validação de sistemas, prática importante prevista na engenharia de sistemas e adotada em desenvolvimento de projetos críticos intensivos em software.

O NanosatC-Br2 é um nanossatélite desenvolvido no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), com o intuito de levar carga científica e tecnológica para órbita terrestre. O NanosatC-Br2 é uma evolução do NanosatC-Br1, um nanossatélite que em 19 de Junho de 2016 completou 2 anos de operação em órbita.

O foco do trabalho foi criar modelos representativos do comportamento das interações das cargas úteis com o computador de bordo do NanosatC-Br2, utilizando a teoria de *timed automata* com auxílio da ferramenta UPPAAL, representado assim o comportamento de interoperabilidade do computador de bordo com os subsistemas presentes no satélite. A ferramenta UPPAAL possibilita a verificação e validação de modelos *timed automata* por meio da execução simulada do modelo e um verificador de propriedades no modelo usando o formalismo model-checking.

Os modelos desenvolvidos servirão como base para o desenvolvimento do software embarcado, que está sendo desenvolvido no INPE em parceria com empresas de ex-alunos do INPE, como a EMSISTI e ATLAS.

Para o desenvolvimento dos modelos, foi necessário:

- Estudar o padrão Cubesat utilizado na missão e suas características.
- Estudar o sistema do NC-BR2 como um todo.
- Estudar o novo computador de bordo fornecido pela empresa parceira ISIS.
- Estudar individualmente cada carga útil através do Documento de Requisito de Interfaces (IRD) [1] e dos documentos de descrição da operação de cada carga útil [2,3].
- Estudar os princípios de *timed automata* e a ferramenta UPPAAL

Reuniões com as equipes envolvidas no processo foram feitas para alinhar requisitos com disponibilidade do sistema, baseado nos estudos mencionados acima. Dessa maneira, o desenvolvimento dos modelos serviu para adequar o desenvolvimento das cargas úteis para a missão.

2. OBJETIVO

Este projeto de iniciação tecnológica tem por objetivo introduzir o aluno a conceitos utilizados no desenvolvimento de sistemas espaciais, preconizados pelas normas da European Cooperation for Space Standardization (ECSS), contribuindo pra a formação de competências na área de software embarcado em missões críticas. A participação do bolsista na equipe de desenvolvimento do nanossatélite NanosatC-Br2 é uma forma eficaz de aplicar na prática os conceitos e técnicas de desenvolvimento de software embarcado.

3. METODOLOGIA

A metodologia utilizada durante o projeto foi:

- Estudar os padrões de satélites existentes e o padrão Cubesat utilizado na missão
- Estudar o programa NanosatC e suas missões
- Estudar a plataforma do NanosatC-BR2 e suas cargas úteis
- Estudar a teoria de *timed automata* e a ferramenta UPPAAL
- Construir os modelos de operação das cargas úteis em UPPAAL

4. CUBESATS E A MISSÃO NANOSATC-BR2

4.1 Cubesats

É possível classificar satélites de acordo com sua massa, como na lista a seguir:

- Grandes satélites: cuja massa seja maior a 1000 kg;
- Satélites médios: cuja massa seja entre 500 e 1000 kg;
- Mini satélites: cuja massa seja entre 100 e 500 kg;
- Micro satélites: cuja massa seja entre 10 e 100 kg;
- Nano satélites: cuja massa seja entre 1 e 10 kg;
- Pico satélite: cuja massa seja entre 0,1 e 1 kg;
- Fento satélite: cuja massa seja menor a 100 g.

Cubesat é um padrão de nanossatélite criado em 1999 pelos professores Jordi Puig-Suari da California Polytechnic State University e Bob Twiggs da Universidade Stanford com a finalidade de facilitar o acesso de estudantes ao desenvolvimento e operação de sistemas espaciais. Cubesat tem o propósito de ser um satélite de baixo custo, utilizando componentes *Off The Shelf* (COTS), com baixo ciclo de vida para aumentar a dinâmica e quantidade de produção e lançamento.

Cubesats são compostos por unidades cúbicas de 10cm de aresta, apresentando configurações de 1U como o NC-Br1, 2U como o NC-Br2, até 6U como o ITASAT ou mais. A Figura 1 a seguir ilustra diversas configurações do padrão Cubesat:

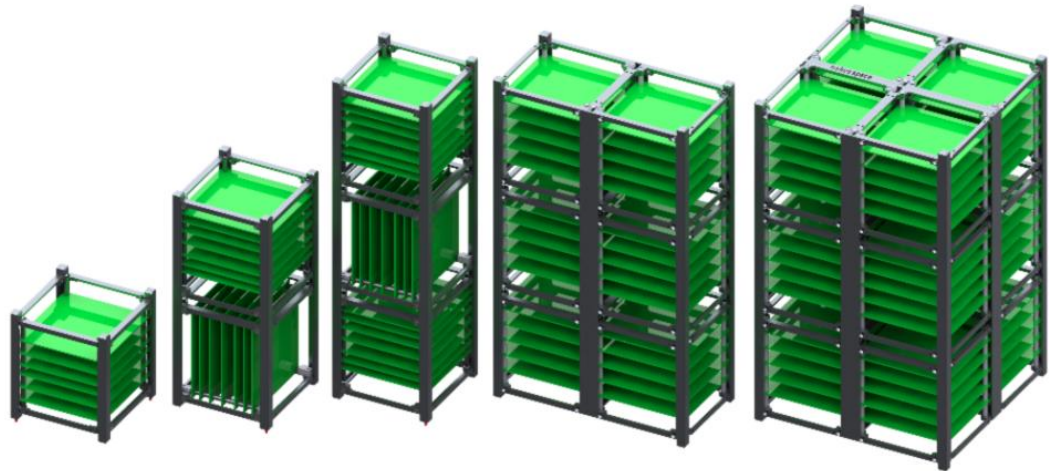


Figura 1: Cubesats 1U, 2U, 3U, 6U e 12U

Para minimizar as ligações por meio de fios (que são susceptíveis a vibrações), o padrão cubesat oferece uma interface para conexões chamada de CSKB (CubeSat Kit Bus), onde todos os subsistemas conectam de acordo com suas funcionalidades.

Existem empresas internacionais que se especializaram em soluções no âmbito de nanosats como a ISIS e a GOMSPACE, que fabricam e fornecem desde subsistemas individuais até kits completos. O INPE formou uma parceria com a ISIS, de onde adquiriu os sistemas para os projetos do NC-BR1 e 2.

Atualmente já não há mais dúvidas de que Cubesats têm grande potencial para aplicações científicas e tecnológicas, justamente pela alta velocidade de projetos, alto volume de lançamentos mundiais (acima de 400 Cubesats já foram lançados) e baixos custos de projeto, relativos aos satélites de grande e médio porte.

4.2 O Programa NanosatC-BR

O programa NanosatC-BR de Desenvolvimento de Cubesats tem como objetivos gerais [4]:

- Capacitação de Recursos Humanos, em nível de Graduação Universitária, para a realização de pesquisa e desenvolvimento com instrumentação espacial, com concentração na melhoria da qualidade e do nível dos cursos de Graduação nas respectivas instituições;
- Capacitação tecnológica das instituições nacionais que participam da Missão, promovendo o desenvolvimento das áreas de ciências, engenharias e tecnologias espaciais;
- Monitoramento do Geoespaço das condições geomagnéticas na superfície e em órbita sobre as regiões da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS e do Eletrojato Ionosférico Equatorial sob a qual o Brasil se encontra;
- Qualificar no espaço circuitos eletrônicos miniaturizados e Circuitos Integrados no âmbito do Projeto CITAR- FINEP;
- Pesquisas científicas relacionadas à fenomenologia do Geoespaço e Clima Espacial, tanto em aspectos globais gerais do espaço quanto na superfície sobre o Brasil;

4.3 A Missão NanosatC-BR1

Dia 19 de Junho de 2016, a missão NC-Br1 completou 2 anos de operação em órbita. A missão consiste em um Cubesat 1U que foi desenvolvido com o intuito de imergir o Brasil no universo de Cubesats, de maneira a realizar experimentos científicos e tecnológicos feitos em parceria com a Santa Maria Design House (SMDH) e UFSM, coletando dados sobre a Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS e do Eletrojato Ionosférico Equatorial [5].

A vida útil da missão foi projetada para 3 meses, e a operação acima de 2 anos demonstra a qualidade da plataforma e do projeto como um todo.

O nanosat foi adquirido da ISIS, que forneceu o kit completo como solução para a missão com curto tempo de desenvolvimento, pois a contratação do lançamento foi realizada no início do projeto. Dessa maneira, a fabricante introduziu os conceitos de desenvolvimento de Cubesats ao INPE, com a participação da empresa EMSISTI no desenvolvimento do software da estação solo e operação do nanosat.

4.4 A Missão NanosatC-BR2

Com o sucesso da missão do NC-BR1, foi criada a missão NC-BR2 com o intuito de evoluir o projeto [6]. Foram adicionadas cargas úteis como a Sonda de Langmuir e um Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas, além da evolução da carga útil do NC-BR1. Todo o software de bordo está sendo desenvolvido nacionalmente.

O nanosat conta com um sistema de controle de atitude desenvolvido em parceria com o ITA, baseado no sistema de controle de atitude do ITASAT. O controle de atitude é um controle B-Dot, baseado na rotação do satélite com relação a um campo magnético referência, no caso, o campo magnético da Terra.

A plataforma adotada é um Cubesat 2U, com o BUS fornecido novamente pela ISIS, e lançamento previsto para 2017 a bordo de um lançador DNEPR russo.

O computador de bordo utilizado é o Isis On-Board Computer (iOBC), desenvolvido pela parceira ISIS e fornecido para substituir o NanoMind da Gomspace. A Figura 2 [7] a seguir mostra o modelo de engenharia do NanosatC-BR2 com a plataforma integrada, ainda com o NanoMind, mas sem as cargas úteis integradas.

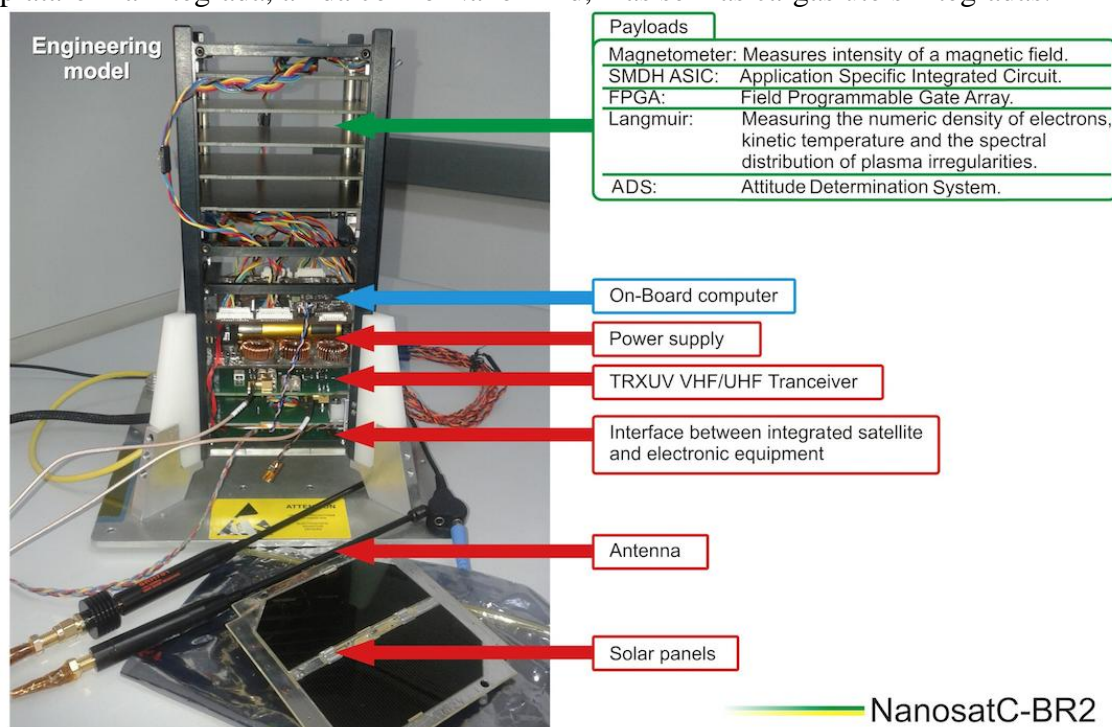


Figura 2: Modelo de Engenharia do NanosatC-BR2

5. ESTUDO DA PLATAFORMA E CARGAS ÚTEIS

5.1 O Sistema Completo

O diagrama a seguir representa os subsistemas presentes e as interfaces entre eles. Em amarelo estão representados os subsistemas pertencentes à plataforma; em verde está representado o computador de bordo; em azul estão representadas as cargas úteis; e por fim em roxo estão representados os circuitos que foram identificados por este trabalho de iniciação tecnológica. Esses dois circuitos adicionais à Daughterboard serão necessários para compatibilização de interfaces com o computador de bordo iOBC e serão desenvolvidos em trabalho futuro.

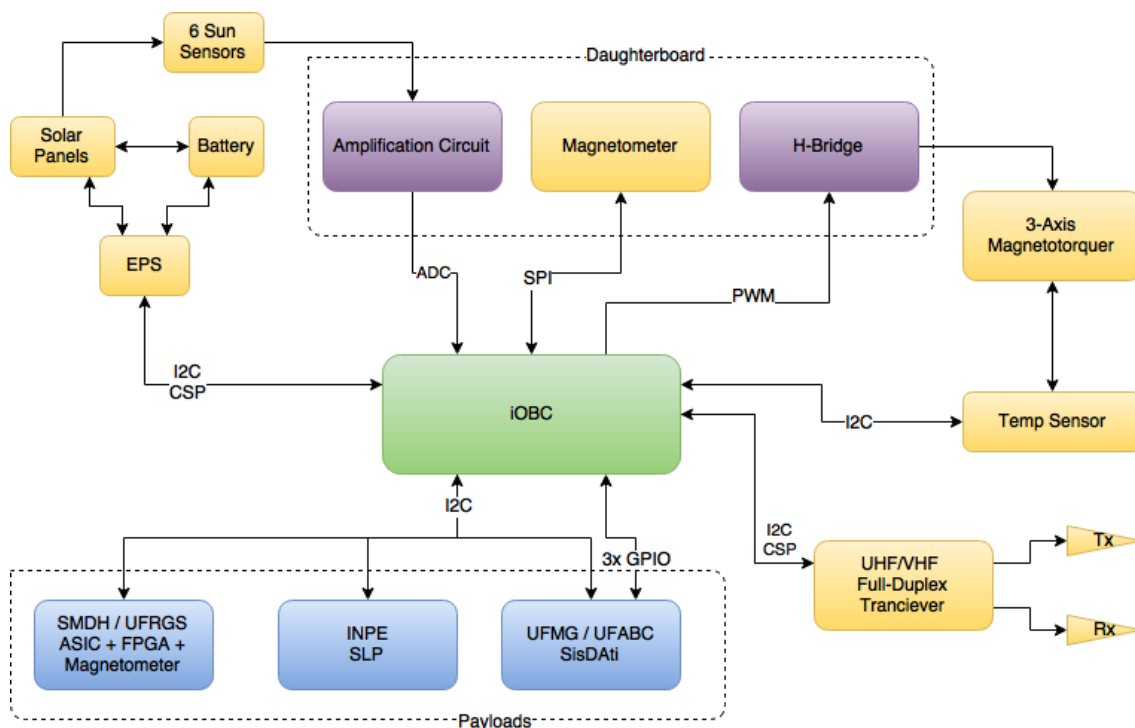


Figura 3: Diagrama de Blocos Representativo das Interfaces do NanosatC-Br2

5.2 A Plataforma

A plataforma (ou Bus), adquirida através da empresa holandesa ISIS, conta com os seguintes subsistemas desenvolvidos para aplicação de cubesats:

5.2.1 EPS NanoPower P31u

O subsistema de potência NanoPower P31u, apresenta duas baterias de Lítio-íon em série, com tensão de operação entre 6 e 8.3V e tensão nominal de 7.4V e capacidade de 2600mAh. Oferece saídas controladas de 3.3V@5A e 5V@4A, com 6 *switches* de output controláveis com limitantes de corrente.

Além disso, o sistema oferece via I2C acompanhamento da tensão das baterias, corrente

de saída, e temperatura das baterias, além de proteção contra baixa e alta tensão das baterias. Conta também com 3 entradas independentes para painéis solares.

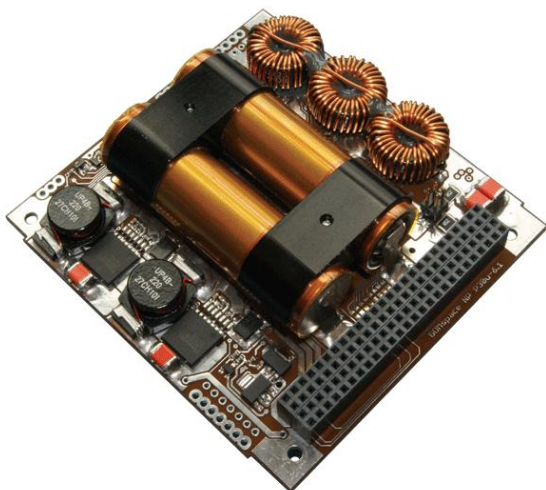


Figura 4: NanoPower P31u

5.2.2 ISIS VHF/UHF Transceiver

O subsistema de TCTM é um Transceiver full duplex com downlink VHF (130 – 160 MHz) de até 9600 bps modulado em BPSK e uplink UHF (400 – 450 MHz) de até 1200 bps modulado em AFSK. A decodificação utilizada é AX.25. Sua potência chega até 1.7W quando está transmitindo e 0.2W quando está recebendo.

Apresenta um *beacon* em código morse adicional.

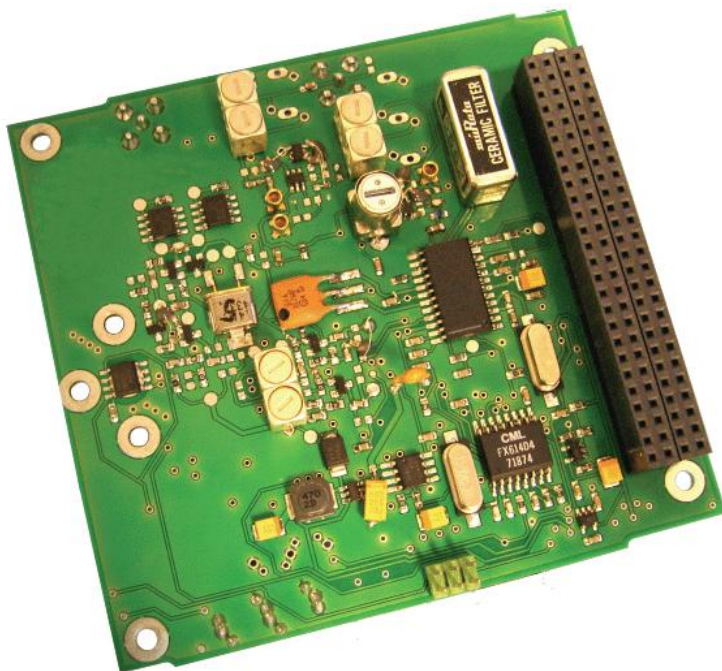


Figura 5: ISIS VHF/UHF Transceiver

5.2.3 IMTQ Magnetotorquer

Como atuador para o sistema de controle de atitude, o NC-BR2 possui um subsistema com 3 bobinas magnetotorquers em eixos perpendiculares entre si. A placa ainda conta com um sensor de temperatura TMP100 acessável via I2C.

O controle das bobinas é por acionamento direto individual de cada uma aplicando uma diferença de potencial entre seus terminais. A tensão aplicada pode ser constante ou um sinal PWM. A placa oferece pads apropriados com os terminais de cada bobina.

As bobinas foram projetadas para operar com 5V, e possuem dipolo magnético nominal de 0.2Am^2 . Duas bobinas são de núcleo metálico, com potência de 0.2W, e a terceira é de núcleo de ar, com potência de 0.57W.



Figura 6: ISIS Magnetotorquer Board IMTq

5.2.4 XEN-1210 Magnetometer

Como sensor para o controle de atitude, o NC-BR2 utiliza um arranjo de 3 magnetômetros modelo XEN-1210 da Xensor Integration em eixos perpendiculares, com resolução de 15nT e range de $\pm 63\text{mT}$.

A comunicação com o sensor é feita através de SPI, e o sensor é capaz de coletar dados com frequência de até 5k samples por segundo.

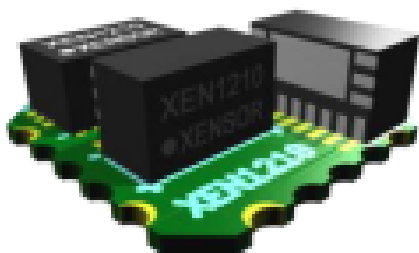


Figura 7: XEN-1210 3D Magnetometer

5.2.5 ISIS Solar Panels

O nanosat conta com 6 painéis solares com células fotovoltaicas utilizadas para converter energia da radiação solar em energia elétrica para carregar as baterias e para o funcionamento do sistema. Dois painéis são de 1U (top mount) e 4 painéis são de 2U (side mount). Cada painel top mount entrega até 2.3W, e cada side mount entrega até 4.6W. As células têm eficiência de 28% e os painéis fornecem energia a 3V.

Cada painel conta com um sensor solar, que é um fotodiodo modelo SLCD-61N8, que possuem faixa espectral de absorção de luz de 400 a 1100 nm, com pico em 930nm. Sua sensibilidade espectral é de 0.55 A/W em 940nm.

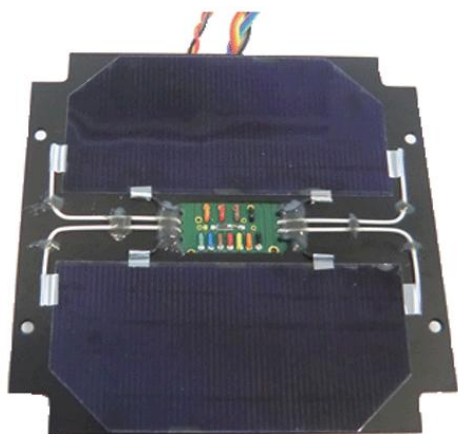


Figura 8: ISIS Top-mount Solar Panel

5.2.6 iOBC

O computador de bordo do NC-BR2 é um ISIS On-Board Computer (iOBC), e a Tabela 1 [2,3] a seguir apresenta suas especificações de maneira geral.

Tabela 1: Dados Principais do iOBC

Processor	400MHz, 32-bit ARM9 (AT91SAM9G20)
RAM	32MB SDRAM
Non-volatile data storage	2x2GB SD-Cards with FAT32 file system 256kB FRAM (high endurance and fast read/writes)
Code storage	1MB NOR-Flash
Timing	2 redundant real-time clocks
Watchdog	External on-board watchdog and power supervising
On-board sensing	Temperature, current and voltage measurements with over-current protection

Interfaces	<p>1x I2C (master or slave, Fast-mode, $\leq 400\text{kbit/s}$) 1x SPI: Up to 8 slaves ($\leq 10\text{Mbit/s}$)</p> <p>2x UARTs ($\leq 10\text{Mbit/s}$, depending configuration):</p> <p>1x LVCMOS or RS232 levels (hardware configuration)</p> <p>1x RS232 or RS422/485 levels (software configuration)</p> <p>1x ADC: 8 input channels, 8 or 10-bit modes PWM: 6 output channels</p> <p>GPIO: 27 pins</p> <p>USB: 1x Host and 1x Device ($\leq 12\text{Mbit/s}$)</p> <p>1x Image Sensor Interface for directly interfacing with CMOS image sensors (shared with GPIOs)</p>
Programming and debug capabilities	JTAG for programming and debugging, Additional debug UART for console user- interface, 4xLEDs
Average power consumption	380mW, typical usage @ 3.3V supply
Qualified operating temperature range	-25°C to $+65^{\circ}\text{C}$
Storage temperature range	-40°C to $+80^{\circ}\text{C}$ (RH < 60%)

É planejado que o computador opere utilizando um sistema operacional de tempo-real chamado “FreeRTOS”.



Figura 9: iOBC - ISIS On-Board Computer

5.2.7 Daughterboard

Ao estudar o sistema, foi identificado que dois circuitos, presentes no computador de bordo antigo NanoMind, porém ausentes no iOBC, serão necessários e serão desenvolvidos em trabalho futuro. Estes circuitos serão montados em uma placa denominada Daughterboard que terá os padrões físicos fornecidos pela ISIS. Essa placa será acoplada ao iOBC, servindo como uma expansão do computador de bordo. Além disso, devem ser disponibilizadas ligações para o magnetômetro que comunica através do protocolo SPI. É possível que este magnetômetro, que será utilizado como sensor para o controle de atitude, não seja soldado na Daughterboard, mas seja fixo externamente ao satélite. Mesmo assim as ligações devem ser feitas na Daughterboard. Os circuitos são:

- a) Circuito de amplificação, conversão e filtro dos sinais dos sensores solares para servirem de entrada para o conversor analógico-digital do computador de bordo. Este circuito é geralmente feito através de um amplificador operacional, com filtro *low-pass* ativo. Um exemplo dessa aplicação é ilustrado na Figura 10 a seguir.

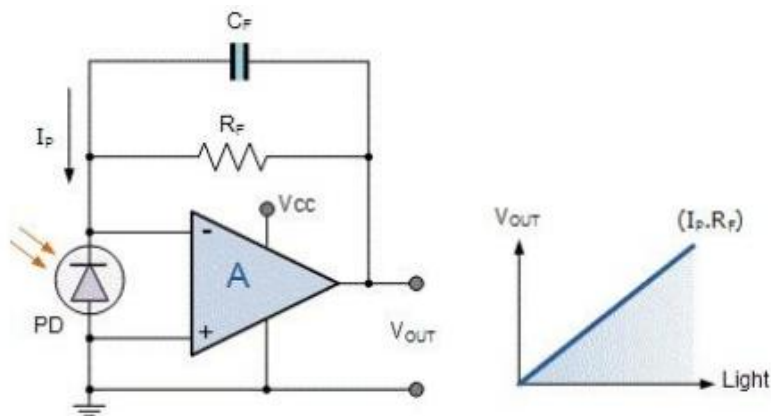


Figura 10: Photodiode Op-Amp Amplification Example

- b) Circuito de controle das bobinas magnetotorquers. Este circuito é necessário, pois a potência das bobinas é maior do que a potência fornecida por sinais digitais do computador de bordo, além da necessidade de inversão de sentido. Este circuito consiste numa Ponte-H, que possibilita fornecimento de potência maior e inversão de sentido da corrente aplicada, controlado por sinais digitais ou PWM. Este circuito é comumente utilizado em controle de motores DC com escovas.

As bobinas com núcleo metálico têm potência nominal de 0.2W, portanto ao aplicar uma tensão de 5V, será drenada uma corrente de 0.04A para cada bobina. Já a bobina com núcleo de ar tem potência nominal de 0.57W, que drenará 0.114A.

A tensão de operação da iOBC é de 3.3V, e a corrente que portas digitais (GPIO) tolera é de no máximo 40mA, portanto este circuito é necessário para amplificar a tensão para 5V, fornecer maior corrente, e possibilitar a inversão de sentido da aplicação de potência.

- c) As ligações para o magnetômetro serão apenas para rotear seus terminais para as portas corretas no iOBC. A Daughterboard servirá para facilitar essas ligações caso o magnetômetro seja embarcado externamente, ou, caso contrário, servirá como placa onde o magnetômetro será soldado.

5.3 Cargas úteis

As cargas úteis foram estudadas com base no IRD versão 1.1, e nos documentos de descrição das cargas úteis criados pelos respectivos desenvolvedores. Todos estes documentos estavam em fase de desenvolvimento, portanto foram evoluídos em paralelo a este trabalho, e inclusive sofreram alterações devido às análises e modelos criados durante este trabalho.

5.3.1 Sonda de Langmuir – SLP

A Sonda de Langmuir, que está sendo desenvolvida no INPE, é utilizada para medir a densidade numérica dos elétrons, a sua temperatura cinética e a distribuição espectral das irregularidades de plasma. Numa sonda de Langmuir (SLP) a corrente entre o plasma e um sensor metálico é medida em função do potencial aplicado ao sensor. O sensor da SLP proposto possui a forma de duas fitas finas metálicas retangulares com comprimento de aproximadamente 150mm a 180mm e largura de aproximadamente 20mm. Um potencial variável de 0 a +5V aplicada no sensor faz com que o sensor colete corrente de elétrons (da ordem de nanoampere) cuja intensidade depende da densidade numérica e a temperatura dos elétrons.

A sonda é dividida em duas partes, a primeira onde se encontra o sensor propriamente dito e a eletrônica para o sensoriamento como amplificadores e geradores de polarização; e outra onde é localizado o microcontrolador responsável pelo controle da sonda e agindo como interface para o computador de bordo.

O microcontrolador é um ARM Cortex-M4, e se comunica com o computador de bordo através do protocolo I2C comportando-se como escravo.

A sonda coletará dados, e a cada segundo empacotará os dados através de uma Fast Fourier Transform (FFT) em pacotes de 100B representativos deste segundo decorrido. A sonda possui a princípio um buffer de 30KB, portanto consegue armazenar 300 pacotes de dados, que são 300 segundos de leitura. Ao preencher o buffer, a sonda aguardará o comando do computador de bordo para transmitir os pacotes, esvaziar o buffer e poder assim reiniciar o armazenamento de dados no buffer. Cada início de leitura o computador de bordo proverá um timestamp para a sonda, e cada pacote de dado armazenado a partir deste timestamp tem um contador que indica quantos segundos se passaram após o início da leitura, e as leituras devem ser feitas de modo contínuo.

A Figura 11 a seguir representa o diagrama de ligações do experimento:

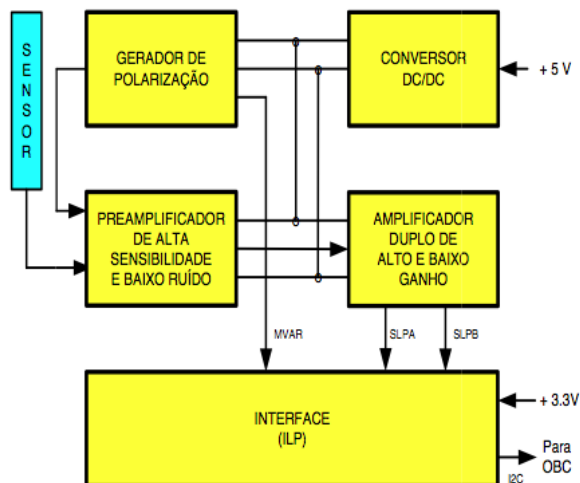


Figura 11: Diagrama de ligações da SLP

5.3.2 Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas – SDATF

O SDATF é uma carga útil científica, identificada como uma única placa de circuito impresso composta por 3 microcontroladores, um magnetômetro de 3 eixos modelo XEN-1210, cristais de oscilação, resistores, capacitores e conectores. O SDATF tem por propósito calcular a atitude em três eixos do NanosatC-BR2 a partir de medições obtidas do magnetômetro de três eixos embarcado em sua própria placa, medições dos sensores solares do satélite, o TLE (Two-Line Element Set) e o time-stamp da realização das medições.

É um experimento desenvolvido por uma parceria da UFMG e UFABC, que comparará seus cálculos da atitude com a atitude calculada para o controle de atitude do computador de bordo, para assim verificar e validar o sistema tolerante a falhas que podem ser causadas pelo ambiente espacial.

Os microcontroladores operam entre si com um dos três agindo como Master e controlando a placa, que pode ser alterado via comando do computador de bordo. O Master interage com o computador de bordo através do protocolo I2C. Além disso, a placa requer 3 GPIOs disponibilizados no CSKB (que serão os pinos H2-50, H2-51 e H2-52) para selecionar qual microcontrolador será o Master da vez.

5.3.3 Payload SMDH-UFRGS-INPE

A carga útil desenvolvida em parceria com a SMDH e UFRGS contém um FPGA, um ASIC e um magnetômetro para experimento relacionado a falhas causadas por radiação solar e cósmica, que têm relação com o campo magnético terrestre e a Anomalia Magnética do Atlântico Sul.

A placa conta com um FPGA central que faz o *housekeeping* dos dados do experimento e a interface com o computador de bordo através do protocolo I2C. Os dados são armazenados com um timestamp de um RTC embarcado na placa.

O chip ASIC tem o propósito de ser um chip com tolerância à radiação e é

completamente desenvolvido na Santa Maria Design House (SMDH) e o experimento serve como validação para a característica de tolerante à radiação.

Por fim, a placa possui um magnetômetro XEN-1210 que terá os dados utilizados no experimento, e um sensor de temperatura.

Esta carga útil é uma evolução da carga útil do NanosatC-BR1.

A Figura 12 a seguir ilustra o diagrama de blocos funcional da carga útil.

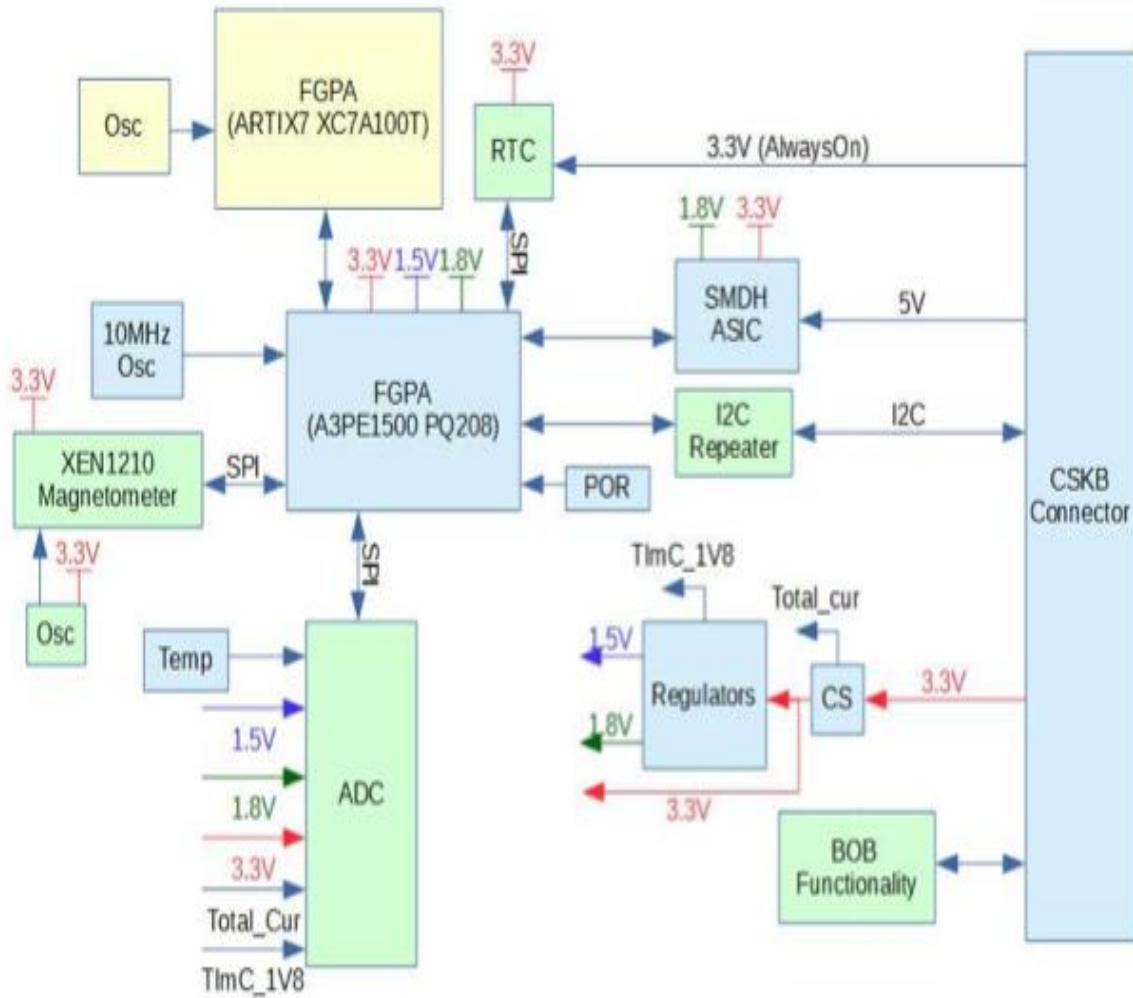


Figura 12: Diagrama de Blocos Funcional da Carga Útil SMDH-UFRGS-INPE

6. DESENVOLVIMENTO DOS MODELOS EM UPPAAL

Os modelos foram desenvolvidos para representar a interação entre o computador de bordo e as cargas úteis do NanosatC-BR2. Assim, os modelos representam os estados e transições de operação dos sistemas para que o desenvolvedor do software se baseie ao criar as funções específicas.

Foram feitos modelos das 3 cargas úteis, além do Sistema de Controle de Atitude, que será uma *thread* processada no próprio computador de bordo.

6.1 Sonda de Langmuir

O modelo foi criado baseado em reuniões com o grupo responsável pelo desenvolvimento da sonda, e consiste na modelagem da interface entre a sonda e o computador de bordo.

Deste modelo, foi criado um modelo de comunicação apropriada que o computador de bordo deve se aproximar para a adequada comunicação com a sonda.

Neste modelo, a sonda possui apenas um modo de operação.

A sonda possui um buffer de 30KB em uma RAM (volátil) interna, e 1 segundo de leitura de dados preenche um pacote e 100B, portanto o buffer se enche em 300 segundos de leitura (300 pacotes de 100B = 30KB). A leitura de dados deve ser contínua para que o experimento seja corretamente feito. Assim, a sonda coletará 5 minutos contínuos de dados, toda vez que for acionada para coletar.

Para iniciar a leitura, o computador de bordo enviará um comando para a SLP de inicialização da leitura, que conterá bytes referentes à data e hora local (timestamp), pois a SLP não possui RTC próprio, assim a SLP estampará no começo de cada leitura a data e hora do início da coleta. A SLP deve responder para a OBC que recebeu corretamente o comando (acknowledge).

Após iniciar a leitura, a OBC deve estimar um período superior a 5 minutos para começar a pedir a transmissão de dados para não interromper a SLP na coleta. Caso ocorra algum erro e a OBC solicite transmissão de dados para a SLP, a SLP deve ignorar o pedido. A OBC deve ter uma flag em memória não volátil para sinalizar que a SLP está em leitura e assim não fazer a requisição de dados.

A SLP terá uma variável (ponteiro) que armazena o índice do (aponta para o) pacote de leitura do buffer.

Após o período de coleta de dados, a OBC deve coletar o buffer da SLP para que ela possa realizar nova leitura.

A OBC deve fazer a requisição de n pacotes de 100B a partir do índice i , onde i e n são variáveis que farão parte do telecomando I2C do OBC para a SLP. O OBC incrementará i de acordo com os pacotes recebidos e n pode ser modificado via telecomando dependendo das condições da missão.

Entre as transmissões de dados, a SLP fica em estado Idle, sem armazenar dado algum. Ao receber novamente o comando de leitura, começa a sobrescrever seu buffer com novos dados, a partir do primeiro elemento, independente de ter transmitido o buffer completamente ou não.

Em cada comando que a OBC enviar à SLP, a OBC tem um controle de timeout, que caso ultrapassado, pode reiniciar a sonda através do controle de alimentação à sonda. Dessa maneira os dados que estiverem no buffer da SLP serão perdidos por estarem em memória volátil, porém não é crítico para a missão em geral perder algumas leituras da SLP. Ainda está por definir algum gerenciamento mais “inteligente” de falhas.

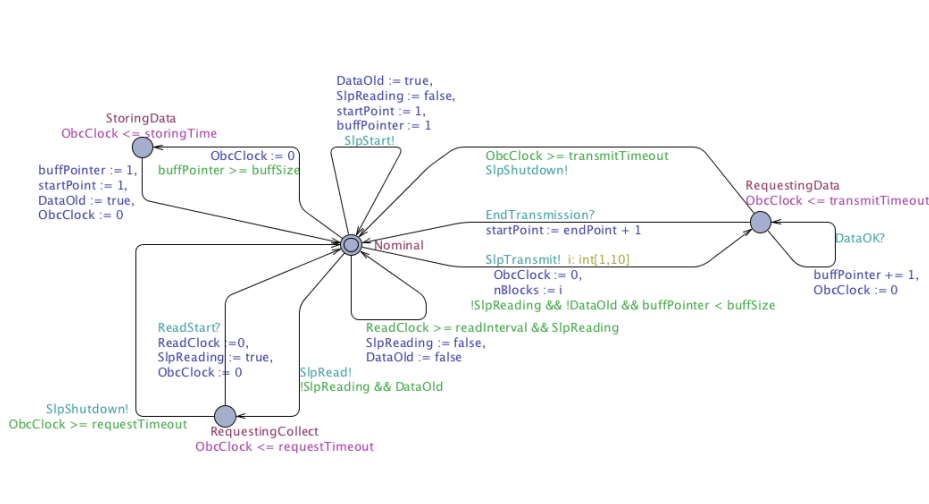


Figura 13: Modelo de Interação do Computador de Bordo para a Sonda de Langmuir

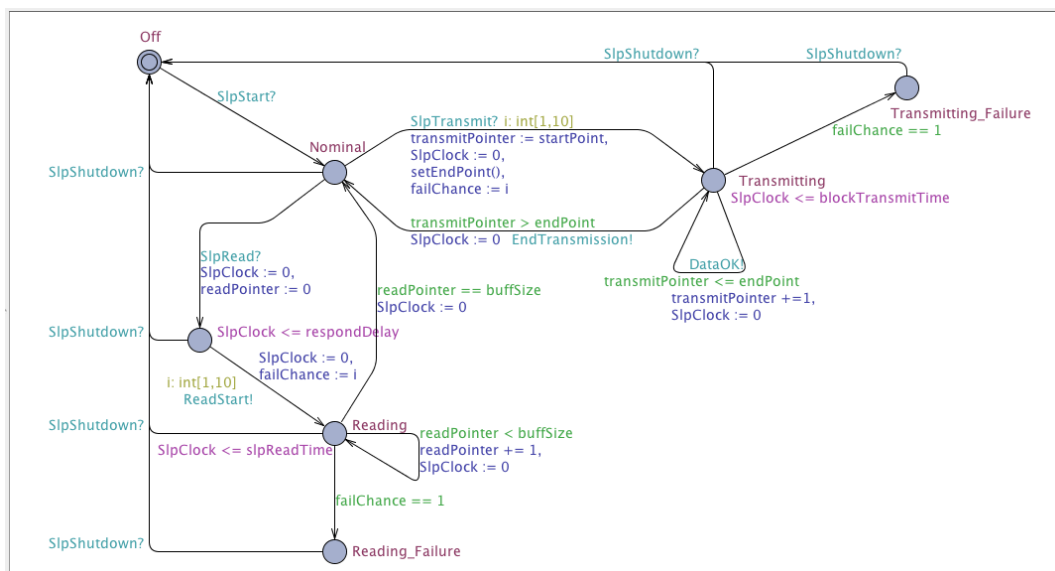


Figura 14: Modelo de Operação da Interface da Sonda de Langmuir

6.2 Payload SMDH-UFRGS-INPE

A modelagem da carga útil da SMDH foi baseada no documento de descrição do experimento [8], ainda incompleto. Por falta de conhecimento da operação detalhada da placa, preferiu-se modelar como uma “blackbox”, que por se tratar de um modelo de alto nível, satisfaz as condições do projeto.

A interface da placa com o OBC é feita através de um FPGA que é responsável pelo housekeeping da placa. Portanto consideramos que o FPGA fará de maneira autônoma a leitura e coleta de dados de todos os outros subsistemas da placa, e que armazenará estes dados em sua memória, e quando o OBC solicitar, enviará estes dados mais recentes. Consideramos que também poderão ser feitos alguns telecomandos de configuração.

Estão previstas 5 telemetrias:

- a. GetMag
Retorna os últimos dados referentes ao magnetômetro
- b. GetTemp
Retorna os últimos dados referentes ao sensor de temperatura
- c. GetFPGA
Retorna os últimos dados referentes ao experimento rodando no FPGA
- d. GetASIC
Retorna os últimos dados referentes ao experimento rodando no ASIC
- e. GetConfig
Retorna a configuração do sistema

Está previsto um telecomando:

- SetConfig

Bytes com informações da configuração da operação dos experimentos na placa O telecomando e a telemetria de Config representa genericamente as configurações da placa para não poluir o modelo com diversos Sets e Gets de configuração para cada experimento a bordo. Entretanto pode ser que existam mais telecomandos e telemetrias de configurações.

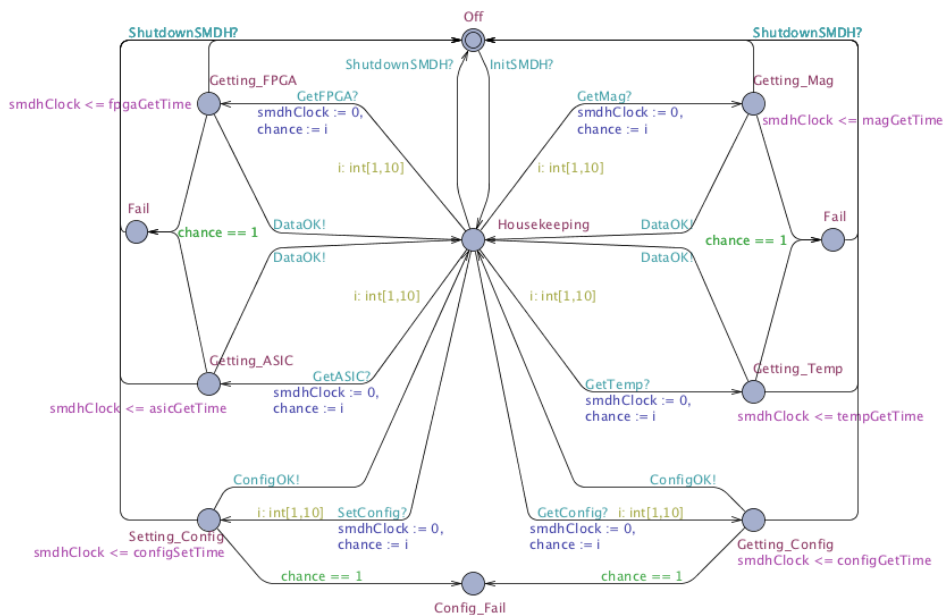


Figura 15: Modelo de Operação da FPGA de Interface da Payload SMDH-UFRGS-INPE

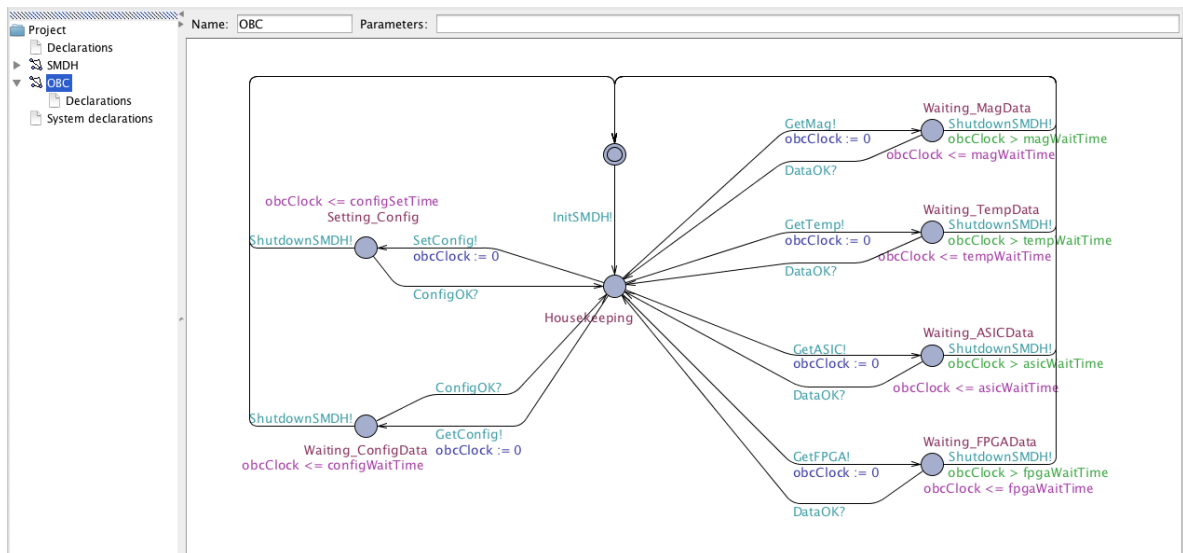


Figura 16: Modelo de Operação do OBC para Interfacedar com a Payload SMDH-UFRGS-INPE

6.3 Sistema de Controle de Atitude

O thread de ACS (Attitude Control System, inglês para sistema de controle de atitude) foi modelado como carga útil por se tratar de um subsistema separado do software de bordo. O thread de controle de atitude deve ser acionado a cada segundo, e quando as bobinas magnetotroquers estão acionadas, os magnetômetros não poderão ser lidos por sofrerem interferência causado pelo campo magnético das bobinas. Por isso, o sistema de controle de atitude requer atenção para o planejamento da interoperabilidade.

O sistema é composto por 3 modelos, além do modelo do computador de bordo.

O modelo Coil Driver representa a função/thread de controle liga/desliga das bobinas.

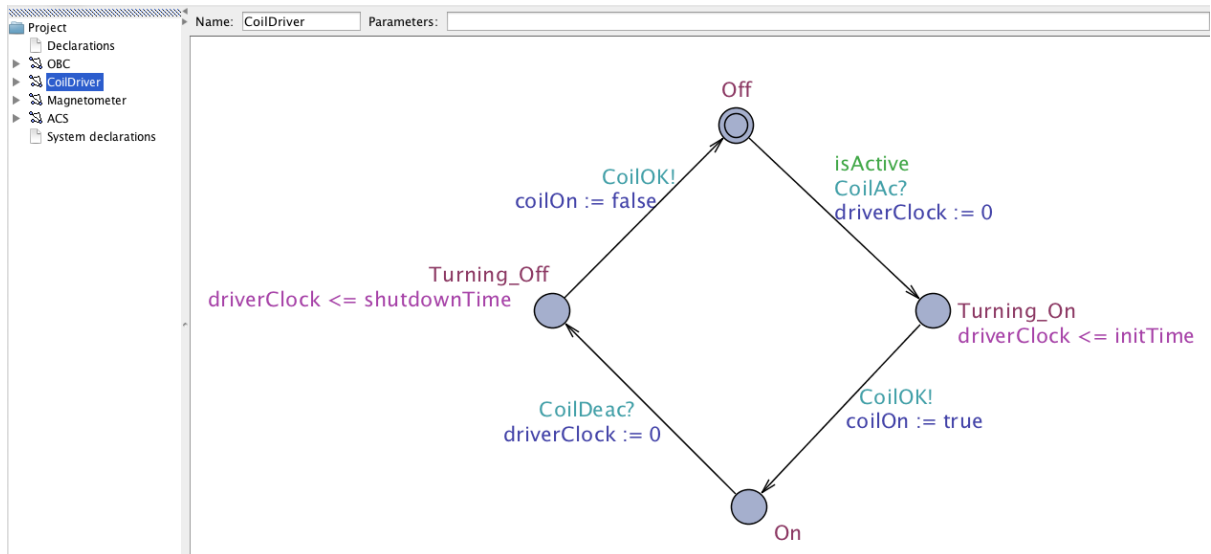


Figura 17: Modelo CoilDriver

O modelo ACS representa o thread de controle, que tem dois estados: calculando e *Idle*.

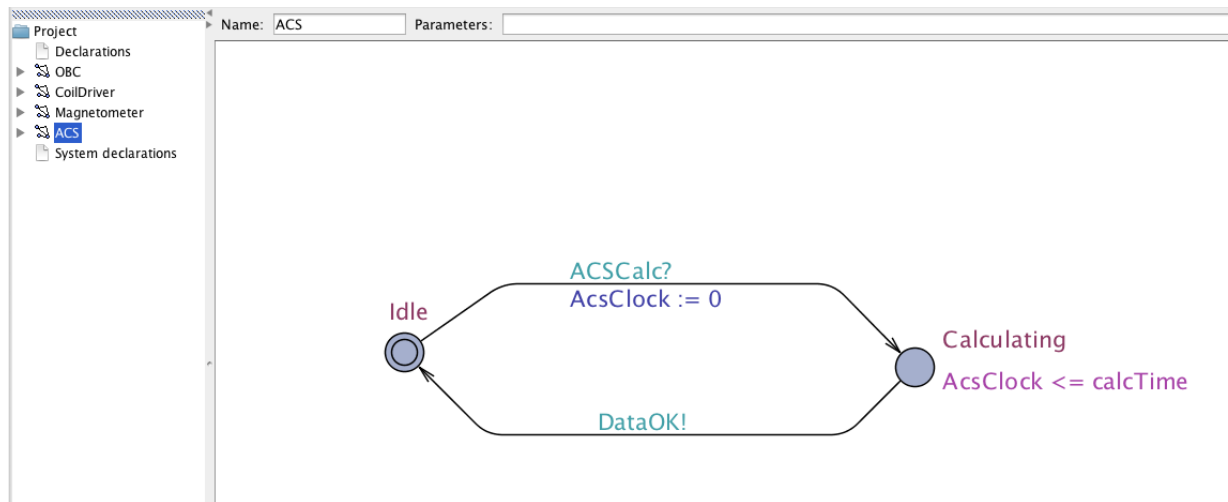


Figura 18: Modelo ACS

O modelo Magnetometer representa a operação do magnetômetro XEN1210. Ele apresenta 2 modos de operação: Leitura contínua e Single-Shot.

No modo de leitura contínua o magnetômetro fica gravando os dados em sua memória continuamente, numa frequência configurável por telecomando.

No modo de Single-Shot, o magnetômetro fica desligado, conservando energia, e ao receber o comando realiza uma única medida e retorna estes dados para o OBC.

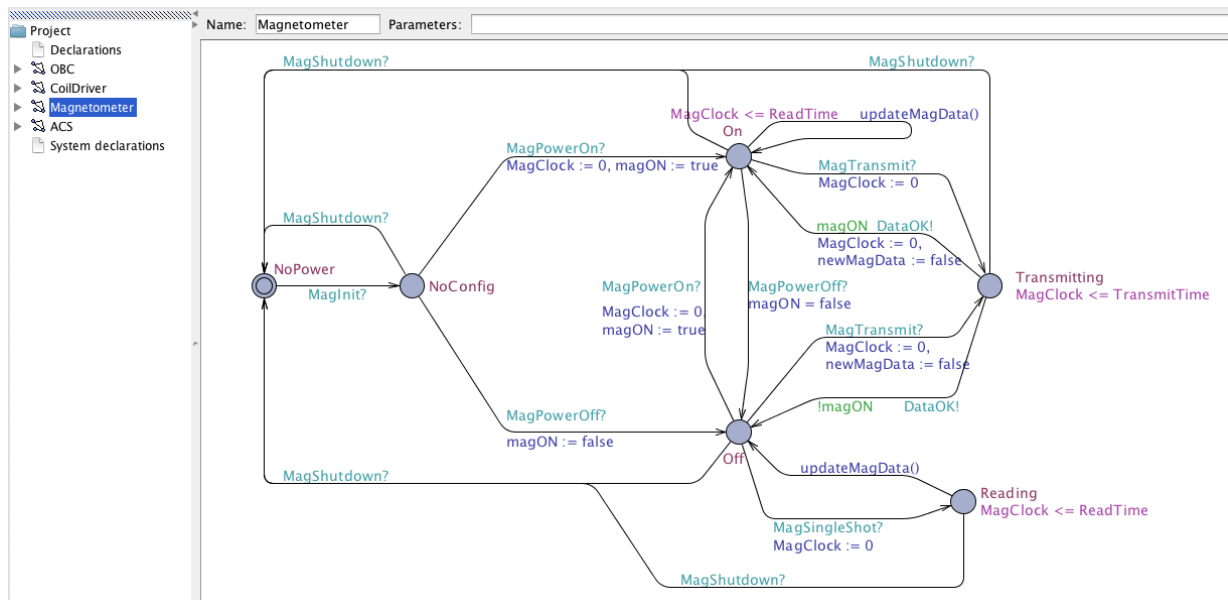


Figura 19: Modelo Magnetometer XEN1210

O modelo OBC representa as ações que o OBC deve tomar para a execução da thread de acordo com a necessidade de tempo de revisita, e leitura do magnetômetro apenas após o duty cycle das bobinas para evitar interferência na leitura do magnetômetro causado pelo campo magnético gerado pelas bobinas.

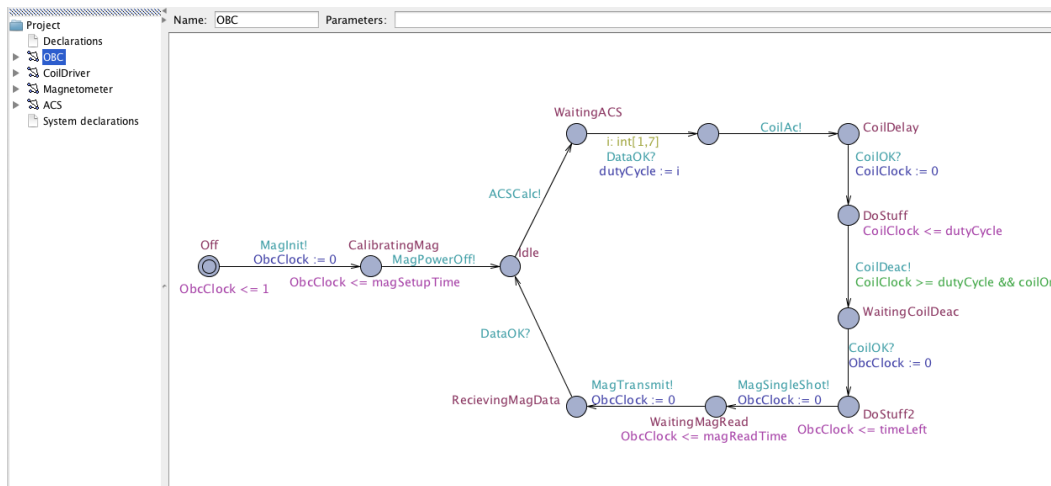


Figura 20: Modelo do OBC para interagir com o ACS

6.4 SDATF Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas

O modelo do SDATF foi baseado no documento de descrição da interface de controle do SDATF com o OBC [9], ainda incompleto.

O modelo representa os 3 microcontroladores em modos distintos de operação: Master, Sampler e Sleeper.

O OBC interage com o Master, fornecendo os dados de input, e faz a requisição dos dados da saída após o tempo estimado que o SDATF leva para calcular.

O Master, por sua vez, ao receber os dados do OBC, os fornece ao Sampler, faz a requisição dos dados de saída do Sampler e armazena o resultado em sua memória até o OBC fazer a requisição destes.

O Sleeper apenas permanece em estado de dormência para economizar energia, esperando para servir como Sampler ou Master em outro momento.

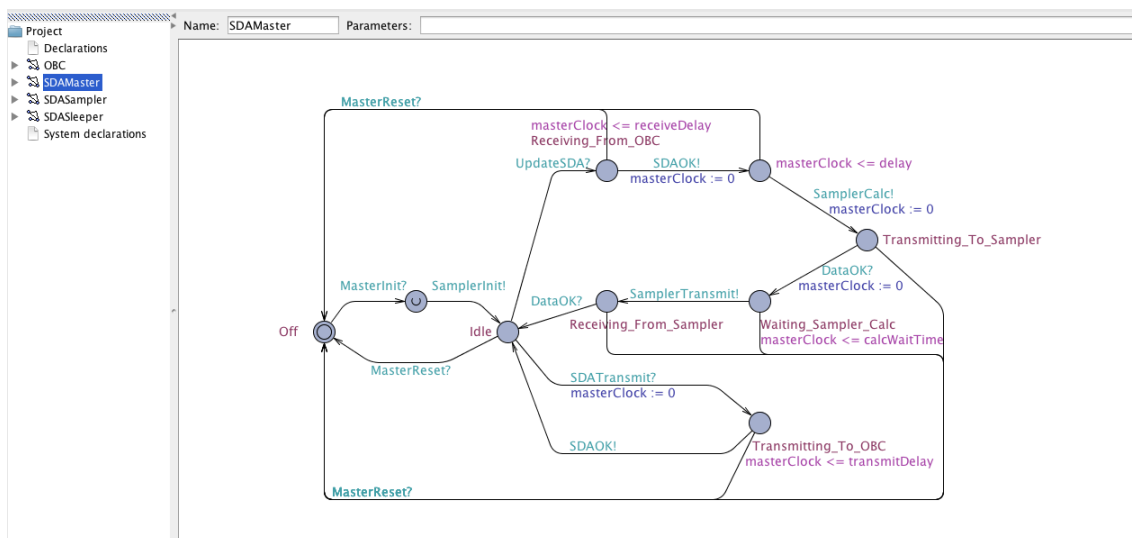


Figura 21: Modelo do uC Master do SisDATi

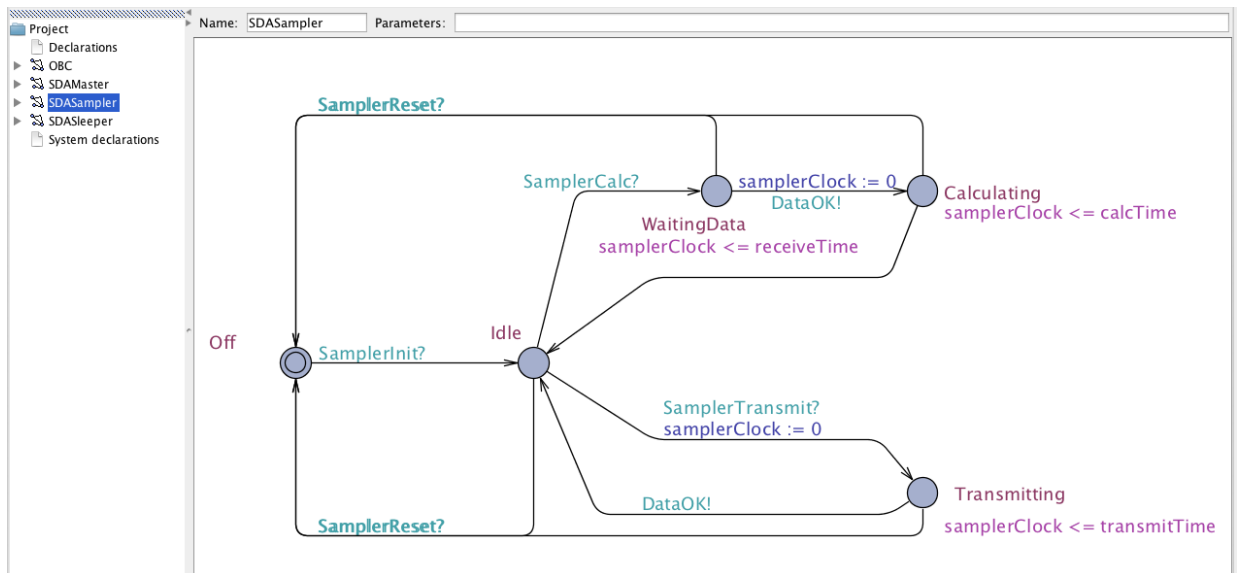


Figura 22: Modelo do uC Sampler do SisDATi

O computador de bordo possui então duas transições ligados aos dois telecomandos que deve usar para interagir com o SDATF:

- UpdateSDA, que fornece os dados mais atuais que devem ser enviados para a placa, e envia o comando para fazer os cálculos;
- SDATransmit, que faz a solicitação dos dados de saída dos cálculos referentes ao update anterior. A solicitação dos dados de saída deve ser feita apenas após o tempo estimado de cálculo.

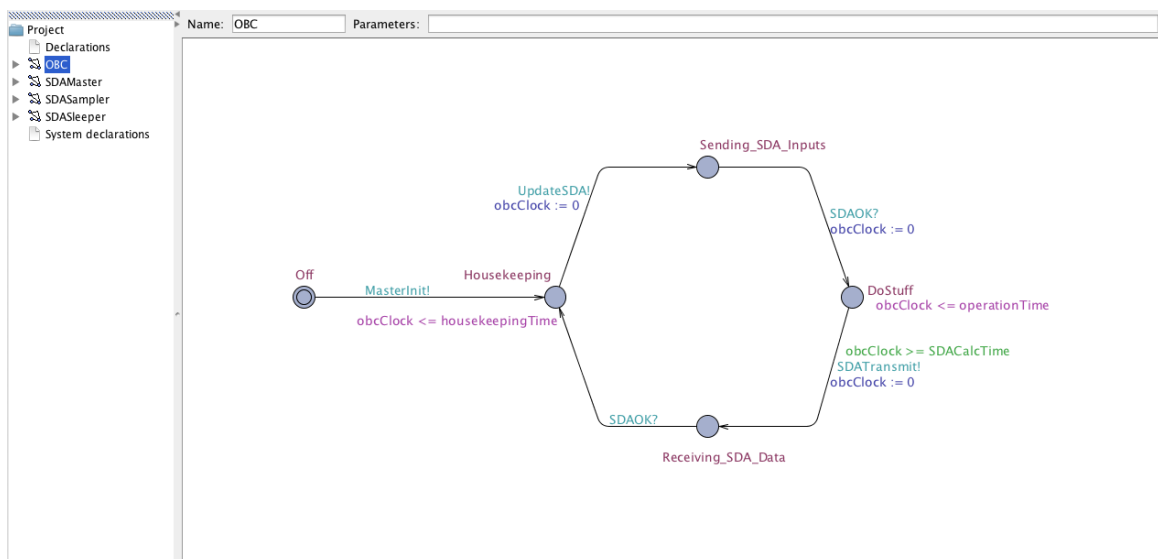


Figura 23: Modelo do OBC para interagir com o SisDATi

7. RESULTADOS E DISCUSSÃO

7.1 Resultados para a Missão

O trabalho realizado contemplou o levantamento de requisitos funcionais do satélite referente à operação da própria plataforma, assim com a interoperabilidade do computador de bordo com as cargas úteis.

A identificação dos circuitos necessários para o satélite, que serão desenvolvidos em uma Daughterboard, foi uma contribuição para a missão como um todo, que não estava prevista inicialmente neste trabalho. Essa contribuição foi possível devido ao background mais intensivo em hardware do aluno, adquirido no curso de Engenharia Mecatrônica na Escola de Engenharia de São Carlos e atividades extracurriculares ali desenvolvidas.

Os modelos desenvolvidos foram utilizados nas reuniões de SRR (System Requirement Review), revisão de projeto recomendadas nas normas da ECSS, realizadas em 14 de Junho de 2016. Alinhados à abordagem Model-Driven Engineering, os modelos foram extremamente úteis na verificação dos requisitos funcionais do OBC demandados pelas cargas úteis. Em adição, permitiram apontar discrepâncias nas informações descritas no IRD, servindo para definir o comportamento esperado na operação de cada subsistema.

Para a Sonda de Langmuir, por se tratar de um projeto desenvolvido dentro do INPE, o comportamento esperado da operação foi feito em conjunto com a equipe em Abril, portanto havia mais detalhes para o desenvolvimento do modelo, e assim a verificação foi concluída na reunião de SRR.

Para as outras cargas úteis, o comportamento operacional representado nos modelos permitiu identificar oportunidade de melhorias. As equipes desenvolvedoras ficaram encarregadas de atualizar os documentos (IRD) de descrição das respectivas cargas úteis, para assim futuramente gerar novos modelos e definir finalmente a operação.

7.2 Resultados para o Aluno

O aluno foi imerso no universo de desenvolvimento de sistemas espaciais e sistemas embarcados críticos em software, onde teve a oportunidade de absorver conhecimento multidisciplinar em um instituto renomado de pesquisas de elevado grau científico e tecnológico, sob orientação de profissionais de excelência. O projeto complementou a formação acadêmica do aluno com a área de sistemas espaciais, onde pretende seguir carreira.

8. FUTUROS TRABALHOS

8.1 Projeto da Daughterboard

Como evidenciado neste projeto, há a necessidade de desenvolver os circuitos que irão a bordo da Daughterboard, conectada na iOBC. O projeto deverá ser desenvolvido com o apoio da empresa ISIS, fornecedora da iOBC e dos subsistemas do satélite.

8.2 Finalização dos Modelos UPPAAL e Geração do Código

Os modelos feitos em UPPAAL deverão ser atualizados de acordo com os documentos que virão dos desenvolvedores das cargas úteis, com base nas mudanças que serão feitas para atender o que foi acordado na SRR. Com isso, deverá ser feita a geração automática de código em linguagem C utilizando a ferramenta Uppaal2C. O objetivo é embarcar o código gerado em um microcontrolador para simular o comportamento das cargas úteis. O simulador de cada carga útil será parte do ambiente de teste utilizado no desenvolvimento do software embarcado do computador de bordo.

9. REFERÊNCIAS

- [1] ESSADO, Marcelo. **Documento de Requisito de Interfaces (IRD)** – Versão 1.1. INPE / EMSISTI. Maio/2016.
- [2] Homepage da loja de sistemas de Cubesat. www.cubesatshop.com. Acessado em Junho/16.
- [3] Homepage da Innovative Solutions In Space. www.isispace.nl. Acessado em Junho/16.
- [4] Homepage Programa NanosatC-Br. <http://www.inpe.br/crs/nanosat/>. Acessado em Junho/16.
- [5] Página da Missão NanosatC-Br1. <http://www.inpe.br/crs/nanosat/NanoSatCBR1.php> Acessado em Junho/16.
- [6] Página da Missão NanosatC-Br2. <http://www.inpe.br/crs/nanosat/NanoSatCBR2.php> Acessado em Junho/16.
- [7] CONCEIÇÃO, Carlos A. P. **On the use of NanosatC-Br Test System for Payload Operational Requirements Verification**. II Latin American IAA CubeSat Workshop Florianópolis, Brazil, 2016.
- [8] NOVAL, Jorge; FLORES, Rodrigo. **Payload SMDH-UFRGS-INPE**. NanosatC-Br2 Cargas Úteis. Versão 1.0. Novembro/2015.
- [9] DUARTE, Ricardo; MARTINS, Luiz. **Sistema de Determinação de Atitude (SisDAti)**. NanosatC-Br2 Cargas Úteis. Versão 1.0. Janeiro/2015.