MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/05.16.17.22-TDI

UMA METODOLOGIA PARA RE-ENGENHARIA DE SISTEMAS ESPACIAIS APLICADA A UM PICOSSATÉLITE

Auro Tikami

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Walter Abrahão dos Santos, aprovada em 31 de maio de 2016.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LMMJCH>

INPE
São José dos Campos
2016

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Gabinete do Diretor (GB)
Serviço de Informação e Documentação (SID)
Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/6921
Fax: (012) 3208-6919
E-mail: pubtc@inpe.br

COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):
Presidente:
Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Membros:
Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)
Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)
Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)
Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)
Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)
Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)
BIBLIOTECA DIGITAL:
Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)
REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)
Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)
EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:
Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)
André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/05.16.17.22-TDI

UMA METODOLOGIA PARA RE-ENGENHARIA DE SISTEMAS ESPACIAIS APLICADA A UM PICOSSATÉLITE

Auro Tikami

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Walter Abrahão dos Santos, aprovada em 31 de maio de 2016.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LMMJCH>

INPE
São José dos Campos
2016

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Tikami, Auro.

T449m Uma metodologia para re-engenharia de sistemas espaciais aplicada a um picossatélite / Auro Tikami. – São José dos Campos : INPE, 2016.

xxviii + 367 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/05.16.17.22-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2016.

Orientador : Dr. Walter Abrahão dos Santos.

1. Reengenharia. 2. Engenharia de sistemas espaciais. 3. Picossatélites. 4. Sonda de Langmuir. 5. ISS. I.Título.

CDU 629.78:005.59

Esta obra foi licenciada sob uma Licença Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada.

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License.

Aluno (a): ***Auro Tikami***

Título: " UMA METODOLOGIA PARA RE-ENGENHARIA DE SISTEMAS ESPACIAIS APLICADA A UM PICOSSATÉLITE".

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

Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais

Dra. Maria de Fátima Mattiello-Francisco

Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Walter Abrahão dos Santos

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

Dr. Douglas Soares dos Santos

Convidado(a) / ITA / São José dos Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

( ) maioria simples

( ) unanimidade

São José dos Campos, 31 de Maio de 2016

“継続は力なり”.

Provérbio japonês

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador Professor Dr. Walter Abrahão dos Santos pela orientação, incentivo, dedicação, amizade e colaboração não só no trabalho de dissertação como também em outros trabalhos, como na equipe de apoio ao Projeto UbatubaSat.

Ao Professor Candido Moura, o idealizador do Projeto, ao Professor Rogério, aos alunos e a todos os outros professores e à direção da Escola Tancredo Neves, pelo trabalho conjunto no Projeto UbatubaSat.

À Maria de Fátima Mattiello Francisco e à Ana Maria Ambrósio, não só pela banca de dissertação, como também pelos ensinamentos dos cursos, trabalho e convívio no INPE.

Ao Professor Dr. Douglas Soares do ITA, pela contribuição e realização de testes do picossatélite Tancredo-1, em solo, com sua estação radioamadora instalada no ITA e pela participação na banca de dissertação.

À AEB, ao MCTI, ao INPE e à Prefeitura Municipal de Ubatuba, pelo apoio e viabilização do Projeto.

À Chantal Cappelletti e ao pessoal da Gauss e JAMSS, pela coordenação e apoio ao projeto UbatubaSat.

Aos radioamadores, especialmente ao Edson Pereira, pelas valiosas informações sobre satélites de radioamador e coordenação de frequência.

Ao Carlos Alberto Bento Gonçalves, pelo apoio ao trabalho com a ANATEL.

À Lidia Shibuya e equipe, pela disposição e ajuda nos processos burocráticos e também na apresentação da Estação Terrena do INPE/ITA.

Ao pessoal do LIT e colaboradores (especialmente Cleber Hoffmann e Eduardo Bürger) pelo apoio ao Projeto, como na preparação para realização dos testes de AIT e revisões.

Aos Professores, aos amigos e colegas do Curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, pelos ensinamentos, orientações, incentivos e estudos.

Ao Otávio Bogossian e ao Otávio Durão pelas recomendações valiosas no exame de proposta de dissertação.

Às secretárias Edleusa Ferreira e Tuanne Dias e aos demais membros do SPG, pela disponibilidade e prestação de serviços de secretaria do curso de pós-graduação.

Ao servidor aposentado recente Wilson Yamaguti, pela contribuição, incentivo e convite para integrar a equipe de apoio ao Projeto.

Ao Jorge Enrique Diaz, pela colaboração com a apresentação do tutorial de receptor SDR, e ao Jaime Rodriguez, junto com Jorge, pelo apoio no CICTA2014 na Colômbia.

Ao Lincoln Teixeira, pela contribuição com desenho mecânico do picossatélite; ao Nelson Goulart, pelo trabalho de colagem de componentes; ao Mário Baruel e ao servidor aposentado recente Mário Celso, pelas informações sobre painéis solares e baterias; ao pessoal da Oficina Mecânica do INPE, pelo trabalho de peças estruturais do picossatélite.

À Explore Mídia, pelo acompanhamento e divulgação do Projeto.

Ao INPE e ao chefe da Divisão de Desenvolvimento de Sistemas de Solo, Rubens Gatto, por permitir o apoio ao projeto com a utilização da sua infraestrutura.

Ao Polinaya Muralikrishna e ao Sinval Domingos, pela cooperação e trabalho com a Sonda de Langmuir.

À Luciana, ao Paulinho e ao Joaquim da DSS, pelo suporte sobre utilização do SATCS; ao Marcus Vinicius Cisotto, Carlos Alberto Ferrari (aposentado recente), Filipe Cividanes, e bolsistas Leonardo e Livia, pela contribuição, apoio e incentivo.

Ao Antonio Cassiano Júlio Filho, ao Antonio Ferreira de Brito, à bolsista Pollyanna e ao estagiário Bruno, pelo auxílio, contribuição e dedicação primordial na reengenharia do picossatélite.

A todos da minha família, à esposa Renata e às filhas Bárbara, Isis e Maitê. Ao meu pai e minha mãe (in memoriam) e aos meus irmãos e demais parentes e amigos pelo apoio, compreensão e incentivo.

RESUMO

Diversos projetos de satélites seguem uma linha básica arquitetural e novas instâncias da mesma são derivadas para adaptação a uma missão específica. Além desse aspecto, projetos em geral podem estar sujeitos a alterações de escopo que adicionam ou removam requisitos condicionando novas soluções de design e refletindo em diversas dimensões do projeto como custo, tempo, risco etc. Diversos domínios empregam o termo “reengenharia” como um mecanismo de adaptação para redesign sendo um esforço recorrente em projetos espaciais e, às vezes, lidado de forma *ad-hoc*. Este trabalho visa estabelecer uma metodologia de reengenharia de sistemas espaciais para lidar com tais situações onde a migração de uma plataforma genérica para a específica ocorra de maneira segura e ordenada. A metodologia de reengenharia de sistemas espaciais se concretiza mediante uma série de iterações com cinco atividades básicas: (1) Preparar-se para reengenharia; (2) Mapear e analisar o design atual; (3) Idealizar o novo design; (4) Implementar a reengenharia; (5) Melhorar continuamente no tempo disponível. Estas atividades são repetidas para cada subsistema do satélite em reengenharia até que um design efetivo, completo e estável seja obtido dentro do espaço de tempo e custo que se tem disponível. A validação da metodologia utilizará como estudo de caso o domínio de satélites miniaturizados com a adaptação e implementação de um picossatélite baseado em plataforma *TubeSat* chamado Tancredo-1 com um gravador de voz educacional e uma sonda de Langmuir do INPE como cargas úteis. Este domínio de artefatos espaciais evolui com o emprego extensivo de nanotecnologia e microeletrônica e tem merecido especial atenção em missões para satélites. O picossatélite em foco faz parte do projeto chamado UbatubaSat com limitantes em custo e tempo de entrega. Sua arquitetura de sistemas passou por diversas alterações e *stakeholder*s, sendo a mais impactante sua ejeção em órbita, prevista ao final de 2016, a partir do módulo Kibo da Estação Espacial Internacional (ISS) com uso do o lançador H-IIB e a nave robótica de cargo Kounotori, todos da JAXA/Japão. Isto introduziu novos requisitos ao projeto, principalmente aqueles relacionados à segurança física (*safety*) que desafiam sua reengenharia em diversos aspectos.

Palavras-chave: Reengenharia. Engenharia de Sistemas Espaciais. Picossatélites. Sonda de Langmuir. ISS.

A METHODOLOGY FOR SPACE SYSTEMS REENGINEERING

APPLIED TO PICOSATELLITE

ABSTRACT

Several satellite projects follow a basic architectural line and new instances are derived to adapt it to a specific mission. Apart from this, in general projects may be subject to scope changes that add or remove requirements conditioning new design solutions and reflecting on many project dimensions such as cost, time, risk, etc. Various fields use the term "reengineering" as a mechanism of adaptation to redesign and it is a recurring effort in space projects and, sometimes, handled in an ad hoc manner. This work aims to establish a methodology for reengineering space systems to deal with such situations so that the migration from a generic to specific platform occurs safe and orderly. The methodology for space systems reengineering is undergone through a series of iterations with five basic activities: (1) Prepare for reengineering; (2) Map and analyze the current design; (3) Idealize the new design; (4) Implement the reengineering; (5) Improve continuously within the available time. These activities are repeated for each of the satellite subsystem under reengineering until an effective, complete and stable design is obtained within the available time and cost. The validation of the methodology will use as a case study the small satellites domain with adaptation and implementation of a TubeSat-based picosatellite named Tancredo-1 with a educational voice recorder and an INPE Langmuir probe as payloads. The domain of these space artifacts evolves with extensive use of nanotechnology and microelectronics and it has received special attention in missions for satellites. The targeted picosatellite is part of the UbatubaSat project with restrictions on cost and delivery time. Its system architecture has undergone several changes in scope and *stakeholder*s; the most impressive being his ejection in orbit, expected by end of 2016, from the Kibo module of the International Space Station (ISS) using the H-IIB launcher and the robotic cargo Kounotori spacecraft, all from JAXA/Japan. This has introduced new requirements to the project, especially those related to safety which challenge its reengineering in several aspects.

Keywords: Reengineering. Space Systems Engineering. Picosatellites. Langmuir Probe. ISS.

LISTA DE FIGURAS

Pág.

Figura 1.1 - Impacto de mudanças de escopo em custos e tempo de projetos.. 1
Figura 1.2 - Impacto da magnitude das mudanças de escopo e seus efeitos na dinâmica de projetos. 2
Figura 2.1 – Arquitetura da missão espacial. 16
Figura 2.3 – Ciclo de vida típico de projeto espacial. 19
Figura 2.4 – Fluxo de informações da aplicação entre o sistema espacial e estação terrena. 21
Figura 2.5- Detalhes do Foguete Neptune da IOS. 22
Figura 2.6 - *TubeSat* em forma hexadecagonal com cilindro de ejeção..... 23
Figura 2.7 - Vista geral dos elementos “core” da plataforma *TubeSat*. 24
Figura 2.8 Circuito de inibição do *TubeSat.* 25
Figura 2.9 - Diagrama de blocos de gerenciamento de potência e a sua placa. 26
Figura 2.10 – Parâmetros elétricos da célula solar TASC da Spectrolab..... 27
Figura 2.11 – Esquema elétrico do painel solar. 27
Figura 2.12 – Placa transceptora. 28
Figura 2.13 – Diagrama de blocos simplificado da placa de comunicações. ... 29
Figura 2.14 – Diagrama de blocos e placa PCB do Computador de Bordo. 30
Figura 2.15 - Sistema de Segmento Solo..... 32
Figura 2.16 – Estação Terrena de Satélite Miniaturizado da ISIS..... 33
Figura 2.17 – Espectro típico do AFSK 35
Figura 2.18 – Esquema de demodulação AFSK. 35
Figura 2.19 – Pilha de Protocolos ISSO..... 36
Figura 2.20 - Bloco de dados AX.25 e seus quadros S/U e I. 36
Figura 2.21 – Ambiente espacial e os seus efeitos. 38
Figura 2.22 - Efeito da radiação solar na ionosfera..... 40
Figura 2.23 – Evolução das bolhas de plasma ao anoitecer. 41
Figura 2.24 - Curva característica I-V da carga útil: Sonda de Langmuir. 43

Figura 2.25 – O *CubeSat* DICE com sonda de Langmuir..... 44
Figura 2.26 – O *CubeSat* 6-U SORTIE com experimento Sonda de Langmuir.45
Figura 2.27 - Ilustração do *CubeSat* PICASSO..... 46
Figura 2.28 - Posições da Sonda de Langmuir m-NLP na missão PICASSO. . 46
Figura 2.29 – Veículo lançador H-IIB em detalhes..... 47
Figura 2.30 - Falcon 9 com o satélite Dragon e a distribuição dos motores do primeiro estágio..... 48
Figura 2.31 - O foguete Antares da Orbital ATK e sua nave robótica Cygnus. 49
Figura 2.32 - Detalhes do foguete Atlas V..... 50
Figura 2.33 – Relação entre os diversos termos ancilares à reengenharia..... 51
Figura 3.1 – Inter-relação entre requisitos e a arquitetura de sistema espacial. 56
Figura 3.2 – Modelo Conceitual do processo de design da missão e satélite. . 57
Figura 3.3 – Metodologia de Reengenharia para sistemas espaciais. 58
Figura 3.4 – Passo-a-Passo de atividades na metodologia de reengenharia. . 59
Figura 4.1 – Cronologia de eventos para mudança de escopo no Projeto UbatubaSat. 63
Figura 4.2 - Diagrama conceitual de operações do picossatélite Tancredo-1.. 68
Figura 4.3 - Reengenharia na Arquitetura da Missão Espacial do Tancredo-1.69
Figura 4.4 - Estrutura Mecânica para uma versão anterior do Tancredo-1..... 69
Figura 4.5 – Estrutura do quadro de telemetria..... 79
Figura 4.6 – Estrutura do quadro de telecomando. 80
Figura 4.7 – O dispositivo ejetor de TubeSats - TuPOD. 82
Figura 4.8 - Estação Terrena SDR de radioamador..... 84
Figura 4.9 - Emprego de satélite mock-up como estação terrena e comunicando com modelo de voo..... 85
Figure 5.1 – Diagrama de funcionalidades do sistema de apoio de solo. 87
Figura 5.2 - Conector umbilical de programação e de carga da bateria..... 89
Figura 5.3 - Carregamento da bateria. 90
Figura 5.4 – Sequência de atividades do picossatélite num ciclo típico de operação. 92

Figura 5.5 – Comportamento da tensão média da bateria durante simulação de operação em órbita de acordo com a potência transmitida. 94
Figura 5.6 - Teste do transmissor a 100 mW e a 500 mW. 95
Figura 5.7 - Sinal AFSK demodulado pelo transceptor. 96
Figura 5.8. Teste do subsistema de Computador de Bordo. 96
Figura 5.9 – Teste da Sonda de Langmuir. 104
Figura 5.10 - Regulação pela IARU de Frequência do Tancredo-1..... 106
Figura 5.11 – Sequência de testes ambientais exigidos para o EPS. 107
Figura 5.12 – Sequência de Testes Ambientais de Sistemas para Tancredo-1-MV. 108
Figura 5.13 – Kounotori *docking* no módulo Kibo na ISS e seu palete..... 108
Figura 5.14 - Estimativa do centro de gravidade do picossatélite. 109
Figura 5.15 – Uso de app Android, “Digital Level”, para estimar inclinação. .. 110
Figura 5.16 – Instrumentação de termopares para o teste TVAC. 111
Figura 5.18 - Teste com receptor SDR FUNcube de telemetria. 116
Figura 5.19 – Recepção de telemetria do Tancredo-1 na Estação PY2DGS concebida pelo Prof. Dr. Douglas Soares - ITA. 117
Figura A.1.1 – Topologia original em estrela entre computador de bordo e periféricos. 131
Figura A.1.2 - Montagem do *TubeSat* com Subsistemas Interligados por Cablagens. 132
Figura A.1.3 – Topologia em barramento linear para nova arquitetura elétrica. 134
Figura A.1.4 – Diagrama de blocos na nova arquitetura elétrica. 134
Figura A.1.5 – Padrão de placas do picossatélite. 136
Figura A.1.6 – Vista frontal e traseira da placa de barramento do picossatélite. 136
Figura A.1.7 – Vista superior e inferior da placa para antenas do picossatélite. 137
Figura A.1.8 – Estrutura de empacotamento para novas PCBs do picossatélite. 137

Figura A.1.9 – Arquitetura Elétrica do Picossatélite Tancredo-1. 139
Figura A.1.10 – Conectores e sinais 140
Figura A.2.1 – Diagrama de blocos do subsistema de potência..... 141
Figura A.2.2 - Materialização do requisito de desacoplamento total do sistema de alimentação. 142
Figura A.2.3 - Implementação de requisitos de proteção do subsistema de potência..... 143
Figura A.2.4 - Estrutura da célula de bateria tipo 18650 de íons de lítio. 144
Figura A.2.5– Bateria de íons de lítio com duas células em paralelo. 144
Figura A.2.6 – Bateria com componentes extras de proteção..... 145
Figura A.2.7 – Nova placa de circuito impresso do subsistema de potência.. 145
Figura A.2.8 – Placa e esquema elétrico do painel solar. 146
Figura A.3.1 – Sumário do enlace de descida..... 150
Figura A.3.2 – Sumário do enlace de subida..... 151
Figura A.3.3 – Visualização da frequência programada..... 153
Figura A.3.4 – Largura de faixa FM com sinal de mp3..... 154
Figura A.3.5 – Diagrama de blocos do subsistema de comunicações. 154
Figura A.3.6 - Vistas superior e inferior da placa do subsistema de comunicações. 155
Figura A.4.1 – Diagrama de blocos do Controlador. 156
Figura A.4.2 – Esquema adotado para o funcionamento do computador de bordo para aquisição de dados seriais..... 157
Figura A.4.3 – Circuito de leitura da corrente do painel solar..... 158
Figura A.4.4 – Aquisição de dados do painel solar. 159
Figura A.4.5 – Visualização do sinal AFSK. 160
Figura A.4.6 - Sensor de temperatura de -55°C a + 150 C 161
Figura A.5.1 – Chaves de Inibição dentro do cilindro ejetor. 165
Figura A.5.2 – Artefato concebido como “Remove Before Flight”. 165
Figura A.5.3 – Ajustes finos de compatibilidade do picossatélite com o cilindro ejetor. 166

Figura A.6.1 – Proposta de controle térmico passivo com isolamento por *Kapton*. 168
Figura A.7.1 – Gravador/Reprodutor de Voz 170
Figura A.7.2 – Placas concebidas para o Gravador e Reprodutor de Voz. 171
Figura A.8.1 – Diagrama de blocos da Sonda de Langmuir. 172
Figura A.8.2 – Circuito de fornecimento de alimentação para a Sonda de Langmuir. 173
Figura A.8.3 – Detalhes da Sonda de Langmuir (esquerda) e do seu sensor (direita). 174
Figura A.9.1 - Diagrama de Blocos do Software do Tancredo-1. 176
Figura A.9.2 - Exemplos de modo de operação do Tancredo-1. 178
Figura A.9.3 - Política de Gerenciamento de Energia para o picossatélite de acordo com a tensão da bateria. 181
Figura A.9.4 - Rotina da Política de Gerenciamento Térmico. 182
Figura A.10.1 – Fluxograma básico do Software de Solo 189
Figura A.12.1 – Dinâmica no estilo de gestão ágil de projetos. 197
Figura A.12.2 – Telecom com diferentes *stakeholders* (Itália, México, Japão e Brasil). 199
Figura A.12.3 - Resolução de conflitos relativa a datas de lançamento. 199

LISTA DE TABELAS

Pág.

Tabela 1.1 – Alguns satélites miniaturizados do Brasil. 4
Tabela 2.1 – Definição da missão espacial e fases de análises..... 17
Tabela 2.2 – Classificação de satélites por massa..... 20
Tabela 4.1 – Adaptação da metodologia de reengenharia de sistemas espaciais para atividades do Projeto UbatubaSat. 66
Tabela 5.1 – Consumos de corrente dos subsistemas e cargas úteis do picossatélite..... 92
Tabela 5.2 – Carga consumida pelo picossatélite durante um ciclo básico. 93
Tabela 5.3- Dados do Relatório da ITU. 105
Tabela A.3.1 – Margens do enlace de descida com transmissor em 100 mW. 152
Tabela A.3.2 – Modo de operação do subsistema de comunicações. 155
Tabela A.7.1– Regiões de Memórias Utilizadas do ISD9100. 170
Tabela A.9.1 – Habilitação de Gravação de Áudio via byte **REC_CFG.** 180
Tabela A.9.2 – Estrutura de dados do quadro de TM: Beacon:0x25. 183
Tabela A.9.3 – Estrutura de dados do quadro de TM: SP:0x56. 184
Tabela A.9.4 – Estrutura de dados do quadro de TM: LP12:0x45..... 184
Tabela A.9.5 – Estrutura de dados do quadro de TM: LP24:0x4A 185
Tabela A.9.6 – Estrutura de dados do quadro de TM: TC_Wind message:0x63 186
Tabela A.9.7 – Estrutura de dados do quadro de TM: TC_ACK:0x5D 186
Tabela A.9.8 – Estrutura de dados do quadro de TM: NoTC:0xB5 187
Tabela A.9.9 – Estrutura de dados do quadro de TM: TCrxError:0x69 187
Tabela A.9.10 – Estrutura de dados do quadro de TM: PubAudSt:0xAD..... 187
Tabela A.9.11 – Estrutura de dados do quadro de TM: PrvAudSt:0xA5 188
Tabela A.10.1 - Estrutura de dados do quadro de TC: DateUpdate:0x55..... 191
Tabela A.10.2 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_ARF:0x4D. 191
Tabela A.10.3 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_RESET:0xAA..... 192

Tabela A.10.4 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_TxON:0xB2 192
Tabela A.10.5 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_TxOFF:0xB6 192
Tabela A.10.6 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_BatThreshold: 0xC5 193

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

A/D	Análogo/Digital
AEB	Agência Espacial Brasileira
AFSK	*Audio Frequency Shift Keying*
AIT	*Assembly, Integration and Test*
AMSAT	*Radio Amateur Satellite Corporation*
ANATEL	Agência Nacional de Telecomunicações
API	*Application Programming Interface*
BFSK	*Binary Frequency Shift Keying*
CalPoly	*California Polytechnic State University*
CCITT	*Committee in International Telegraph and Telephone*
CONOPS	*Concept of Operations*
COTS	*Commercial Off-The-Shelf*
DICE	*Dynamic Ionosphere Cubesat Experiment*
ECSS	*European Cooperation for Space Standardization*
EEPROM	*Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory*
EGSE	*Electrical Ground Support Equipment*
EPS	*Electric Power Systems*
ET	Estação Terrena
GAUSS	*Group of Astrodynamics for the Use of Space Systems*
GPS	*Global Positioning System*
HDLC	*High Level Data Link Control*
IARU	*International Amateur Radio Union*
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
IOS	*Interorbital Systems*
ISO	*International Organization for Standardization*
ISS	*International Space Station*
ITAR	*The International Traffic in Arms Regulations*

ITU	*International Telecommunications Union*
JAMSS	*Japan Manned Space Systems Corporation*
JAXA	*Japan Aerospace Exploration Agency*
JSC	*Johnson Space Center*
J-SSOD	*JEM Small Satellite Orbital Deployer*
LABRE	Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão
LEO	*Low Earth Orbit*
LNA	*Low Noise Amplifier*
LIT	Laboratório de Integração e Testes
MGSE	*Mechanical Ground Support Equipment*
m-NLP	*Multi-needle Langmuir Probe*
MODEM	Modulador/Demodulador
MOEs	*Measures of Effectiveness*
MOPs	*Measures of Performance*
NASA	*National Aeronautics and Space Administration*
OBC	*Onboard Computer*
PCB	Placa de Circuito Impresso
PICASSO	*PICosatellite for Atmospheric and Space Science Observations*
P-POD	*Poly-Picosatellite Orbital Deployer*
PMI	*Project Management Institute*
PTC	*Positive Thermal Coefficient*
RBF	*Remove Before Flight*
RF	Rádio Frequência
SDR	*Software Defined Radio*
SEU	*Single Event Upset*
SGICD	*Space to Ground Interface Control Document*
SMAD	*Space Mission Analysis and Design*
SMD	Dispositivo de Montagem Superficial
SORTIE	*Scintillation Observations and Response of the Ionosphere to*

	Electrodynamics
STEM	*Science, Technology, Engineering and Mathematics*
TASC	*Triangular Advanced Solar Cell*
TID	*Total Ionizing Dose*
TNC	*Terminal Node Controller*
TT&C	*Telemetry, Tracking and Command*
TuPOD	*Tubesat Picosatellite Orbital Deployer*
UHF	*Ultra High Frequency*
VHF	*Very High Frequency*
VSWR	*Voltage Standing Wave Ratio*

SUMÁRIO

Pág.

1 INTRODUÇÃO 1
1.1. Introdução 1
1.2. Motivação 5
1.3. Definição do Problema 7
1.4. Objetivo da Dissertação 9
1.5. Solução Proposta 10
1.6. Organização da Dissertação 13
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA 15
2.1. Engenharia de Sistemas Espaciais e SMAD 15
2.2. Satélites Miniaturizados 19
2.2.1. A Plataforma *TubeSat* 21
2.2.2. Estações Terrenas para Satélites Miniaturizados 32
2.2.3. Modulação / Demodulação AFSK e Protocolo AX.25 34
2.3. O Ambiente Espacial 36
2.4. Lançadores para Estação Espacial Internacional 47
2.5. Conceito de Reengenharia 50
3 PROPOSIÇÃO DE UMA METODOLOGIA PARA REENGENHARIA DE SISTEMAS ESPACIAIS 55
3.1. O Processo de Design de Satélites 55
3.2. Metodologia Proposta para Reengenharia de Sistemas Espaciais 57
4 ESTUDO DE CASO - REENGENHARIA DE UM PICOSSATÉLITE 63
4.1. Eventos e Mudanças de Escopo da Missão Espacial 63
4.2. Adaptação da Metodologia de Reengenharia de Sistemas Espaciais 65
4.3. Reengenharia da Missão Espacial 67
4.3.1. Reengenharia da Arquitetura Elétrica 70
4.3.2. Reengenharia do Subsistema de Potência 71
4.3.3. Reengenharia do Subsistema de Comunicações 72
4.3.4. Reengenharia do Subsistema de Computador de Bordo 73

4.3.5. Reengenharia do Subsistema de Estrutura 74
4.3.6. Reengenharia do Subsistema de Controle Térmico 76
4.3.7. Reengenharia da Carga Útil Educacional 77
4.3.8. Reengenharia da Carga Útil Científica 77
4.3.9. Projeto de Software de Bordo 78
4.3.10. Projeto de Software de Solo 79
4.3.11. Processo de Aquisição de Componentes e Manufatura de PCBs. 80
4.3.12. Regulação de Frequência Junto a ANATEL, IARU, ITU e JSC..... 80
4.3.13. Planejamento para Handover-JAXA 81
4.3.14. Implementação do Segmento de Solo 83
4.3.15. Planejamento para Picossatélite Mock-Up Educacional e sua Estação Terrena 84
4.3.16. Reengenharia no Estilo de Gestão de Projetos 86
5 TESTES E RESULTADOS OBTIDOS 87
5.1. Preparativos para AIT-INPE 87
5.2. Testes do Subsistema de Potência 91
5.3. Testes do Subsistema de Comunicações 95
5.4. Testes do Subsistema de Computador de Bordo 96
5.5. Testes do Subsistema de Estrutura 101
5.6. Testes do Subsistema de Controle Térmico 102
5.7. Testes da Carga Útil Educacional 102
5.8. Testes da Carga Útil Científica. 103
5.9. Resultados da Coordenação de Frequência ANATEL, IARU, ITU e JSC 104
5.10. Testes AIT-INPE 106
5.11. Testes do Segmento de Solo 112
5.12. Testes de Verificação e Validação de Manufatura de Circuitos 117
6 COMENTÁRIOS FINAIS 119
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 125
APÊNDICE A – REENGENHARIA DA MISSÃO ESPACIAL 131

A.1 – Reengenharia da Arquitetura Elétrica 131
A.2 – Reengenharia do Subsistema de Potência 141
A.3 – Reengenharia do Subsistema de Comunicações 147
A.4 – Reengenharia do Subsistema de Computador de Bordo 156
A.5 – Reengenharia do Subsistema de Estrutura 164
A.6 – Reengenharia do Subsistema de Controle Térmico 167
A.7 –Reengenharia da Carga Útil Educacional 169
A.8 – Reengenharia da Carga Útil Científica 172
A.9 – Reengenharia do Software de Bordo 175
A.10 - Reengenharia do Software de Solo 189
A.11 – Regulação de Frequência 194
A.12 - Gestão Ágil de Projeto 196
APÊNDICE B - FORMULÁRIO – JSC 201
B.1 Enlace de Descida 201
B.2 Enlace de Subida 202
APÊNDICE C – PROCESSO DE COORDENAÇÃO DE FREQUÊNCIA - IARU 203
APÊNDICE D - UBATUBASAT BATTERY VERIFICATION REPORT 213
APÊNDICE E - UBATUBASAT RANDOM VIBRATION TEST REPORT 227
APÊNDICE F - UBATUBASAT THERMAL VACUUM TEST REPORT 239
APÊNDICE G - UBATUBASAT INHIBIT FUNCTION TEST REPORT 247
APÊNDICE H – PUBLICAÇÕES CIENTÍFICAS 259
ANEXO A – UBATUBASAT BATTERY VIBRATION TEST REPORT 265
ANEXO B – UBATUBASAT BATTERY TVAC REPORT 291
ANEXO C - UBATUBASAT VIBRATION TEST REPORT 309
ANEXO D - UBATUBASAT TVAC TEST REPORT 349

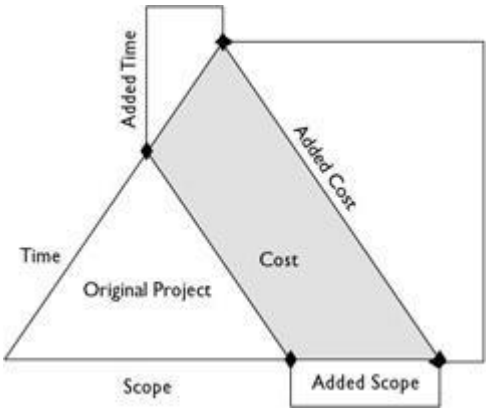
1 INTRODUÇÃO

Neste capítulo são apresentados os aspectos que delinearão este trabalho como motivação, definição do problema, objetivos e a solução proposta.

1.1. Introdução

Diversos projetos de satélites requerem que uma plataforma básica seja adaptada para uma missão específica que pode implicar, eventualmente, até em alterações de sua arquitetura (WERTZ, 2011). Adicionalmente, projetos em geral podem estar sujeitos a mudanças de escopo que alteram as condições de contorno do mesmo adicionando ou removendo requisitos que condicionam soluções de projeto. Os efeitos desta mudança podem ser sentidos em várias dimensões em um projeto como mostrado na Figura 1.1 na visão do PMI (PHILLIPS, 2013).

Figura 1.1 - Impacto de mudanças de escopo em custos e tempo de projetos.

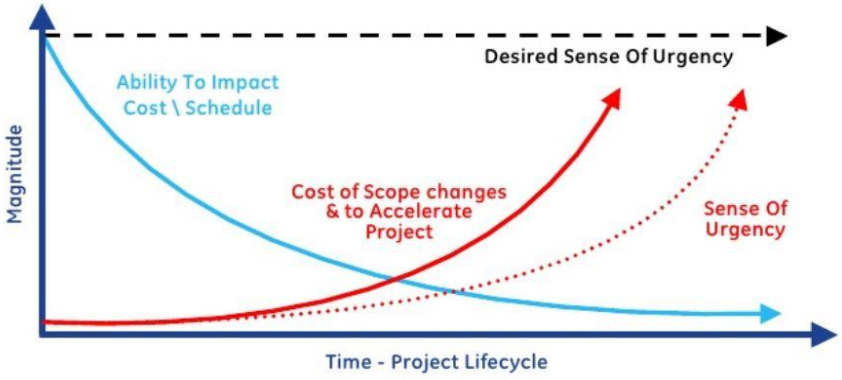


Fonte: Phillips (2013).

Além disso, mudanças de escopo também influenciam a dinâmica de projetos, como ilustrado na Figura 1.2, pois seus efeitos são perceptíveis, a saber: a) Perde-se a capacidade de reação a custos e cronogramas; b) Custos de

mudanças de escopo e custos de aceleração do projeto aumentam com o tempo; c) O senso de urgência aumenta à medida que prazos se aproximam (PMI, 2013).

Figura 1.2 - Impacto da magnitude das mudanças de escopo e seus efeitos na dinâmica de projetos.



Fonte: PMI (2013).

Em particular, para projetos que lidam com plataformas em pico e nanossatélites, a mudança de escopo é uma necessidade frequente e exposta na motivação deste trabalho. A adoção de uma abordagem *ad-hoc* para lidar com o conjunto de adaptações de projeto pode gerar risco de não ser abrangente o suficiente para cobrir os aspectos essenciais do sucesso de um projeto.

A categoria de projetos baseados em pico e nanossatélites tem merecido especial atenção (WERTZ, 2011). A evolução de nanotecnologia e microeletrônica tem facilitado o desenvolvimento de projetos de satélites miniaturizados mediante diversas plataformas como *Cubesats*[1], *TubeSats*[2] e *PocketQubes*[3]. Existe um grande interesse principalmente de universidades e organizações espaciais em

[1] Disponível em: <http://www.cubesat.org/>. Acesso em: 02 abr. 2016.

[2] Disponível em: <http://www.interorbital.com/>. Acesso em: 25 abr. 2016.

[3] Disponível em: <http://www.pocketqubeshop.com/>. Acesso em: 25 abr. 2016.

utilizar estas plataformas para fornecer alguns dos serviços com custo e tempo de desenvolvimento menor que os satélites convencionais.

Uma das mais populares plataformas de satélites miniaturizados é baseada no padrão *CubeSat*[4] desenvolvido por Bob Twiggs na Universidade de Stanford e Jordi Puig Suari da Universidade Politécnica da Califórnia em 1999. Este padrão mundial de nanossatélites de aproximadamente 1,3 kg com dimensões de 10x10x10 cm ou seus múltiplos, i.e., um CubeSat de 10x10x10 cm denomina-se de 1-U e comprimentos de 20 ou 30 cm de 2-U e 3-U respectivamente.

Entretanto um emprego mais efetivo destas plataformas miniaturizadas para fins de uma determinada missão que as empreguem requer uma série de tarefas de adaptação. Este trabalho apresenta uma metodologia para a reengenharia de Sistemas Espaciais aplicada a um picossatélite (massa menor que 1 Kg) e como estudo de caso utiliza uma plataforma *TubeSat* a ser adaptada para duas potenciais cargas úteis.

Vários projetos de pequenos satélites estão ocorrendo no Brasil, cada qual com diferentes altitudes de órbita, potência transmitida, protocolos de dados e esquemas de modulação conforme mostrado na Tabela 1.1. A Estação Espacial Internacional, ISS, tem sido empregada em alguns desses projetos como uma alternativa aos tradicionais lançamentos de diversos picossatélites e nanossatélites. Entretanto, a condição de interfaceamento com a ISS tem gerado

---

[4] Disponível em: <http://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf>. Acesso em: 05 maio 2016.

novos requisitos a projetos, principalmente aqueles relacionados à segurança física (*safety* em inglês) da tripulação e da própria ISS.

Tabela 1.1 – Alguns satélites miniaturizados do Brasil.

Satélite	**Órbita (Km)**	**Potência (W)**	**Protocolo**	**Modulação**
AESP-14	400	1	AX.25	GFSK
Tancredo-1	400	0,5	AX.25	AFSK/FM
SERPENS	400	0,5	CSP/AX.25	MSK/FSK
ITASAT	600	0,2	AX.25	AFSK/BPSK
NANOSATC-BR1	600	0,2	AX.25	AFSK/BPSK

Fonte: Produção do autor.

Um exemplo a ser citado é o *CubeSat* AESP-14[5] que foi lançado através do foguete Falcon[6] 9 da Base da Força Aérea Americana em Cabo Canaveral (Flórida, EUA) em janeiro de 2015 para a Estação Espacial Internacional. O AESP-14 foi recebido no módulo japonês da ISS denominado "Kibo[7]" e lançado ao espaço através do dispositivo de ejeção J-SSOD (*JEM Small Satellite Orbital Deployer*) em Março de 2015. Semelhantemente, o *CubeSat* SERPENS[8] foi lançado através do foguete H-IIB em Agosto de 2015 do Centro Espacial Tanegashima (Japão) e ejetado da ISS em Setembro de 2015.

[5] Disponível em: <http://www.aer.ita.br/~aesp14/>. Acesso em: 25 abr. 2016

[6] Disponível em: <http://www.spacex.com/falcon9>. Acesso em: 29 abr. 2016.

[7] Disponível em: <http://iss.jaxa.jp/en/kibo/>. Acesso em: 30 jan. 2016.

[8] Disponível em: <https://www.facebook.com/aebserpens/>. Acesso em: 25 abr. 2016.

Alternativamente à plataforma de *CubeSats*, para a construção de picossatélites há algumas opções de baixo custo como a utilização de um kit de picossatélite na plataforma *TubeSat* da *Interorbital Systems*, IOS, adaptado para atender aos novos requisitos. Esta solução será utilizada na proposta do estudo de caso deste trabalho onde varias mudanças de escopos estavam presentes e servirá de base para aplicação da metodologia de reengenharia proposta e concretizado no picossatélite Tancredo[9]-1 a ser colocado em órbita via ISS brevemente.

1.2. **Motivação**

A motivação deste trabalho de dissertação surgiu com a demanda de consultoria técnica do INPE ao projeto de um picossatélite, aqui denominado UbatubaSat[10,] cujo escopo passou por diversas alterações e uma metodologia para gerir este aspecto do projeto passou a ser necessária. Seus idealizadores não possuíam experiência na área espacial e necessitavam de diversas adaptações de projeto para viabilizarem sua missão. Quando do contato com o INPE, surgiu a necessidade de uma metodologia que pudesse guiar esse processo de reengenharia do projeto original do picossatélite.

A proposta do projeto UbatubaSat é desafiadora por ser empreendida numa escola pública da cidade litorânea de Ubatuba no Estado de São Paulo e tendo como idealizador um físico e professor de matemática. A ideia surgiu de um artigo numa revista popular nacional sobre viabilidade de construção de picossatélites e lançamentos via empresa americana *Interorbital Systems*. Esta empresa estava

---

[9] Disponível em: <http://www.tancredoubatuba.com.br/ubatubasat/satelites.php>. Acesso em: 25 abr. 2016.

[10] Disponível em: <http://www.tancredoubatuba.com.br/ubatubasat/satelites.php>. Acesso em: 25 abr. 2016.

desenvolvendo seu próprio lançador e comercializando kits de picossatélite *TubeSat* a baixo custo com lançamento incluso.

O objetivo do projeto é despertar nos alunos o interesse pela Ciência e Tecnologia na prática. O projeto desta escola de Ubatuba, Escola Tancredo de Almeida Neves é liderada pelo Professor Candido Osvaldo de Moura e tem como foco a educação em Ciência, Tecnologia, Engenharia e Matemática, STEM (acrônimo inglês para *Science, Technology, Engineering and Mathematics*). Esta abordagem integra disciplinas e se utilizou da concepção do projeto UbatubaSat para organizar equipes de alunos do ensino fundamental a partir do 5º ano.

A ideia inicial do projeto UbatubaSat é a montagem do *TubeSat*, pelos alunos da Escola Tancredo Neves, e a colocação em órbita utilizando o foguete Neptune-30 da própria empresa fabricante dos kits. Para a montagem do *TubeSat*, a empresa recomendou que a escola, por ser de ensino fundamental, procurasse algum órgão que desse suporte técnico necessário para a concretização da fabricação do picossatélite.

Em 2010, a Escola Tancredo Neves procurou o INPE e foi formalizado em meados de 2011 um acordo de parceria entre a União, representada pelo Ministério da Ciência e Tecnologia, por intermédio do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e a Prefeitura Municipal da Estância Balneária de Ubatuba. O acordo tem como objeto estabelecer e regulamentar as atividades, sem ônus ao INPE, na área de Engenharia e Tecnologia Espacial, voltadas para a programação, montagem, integração e testes e operação do picossatélite.

Nas atividades iniciais de cooperação foi definida a carga útil a ser embarcada na plataforma consistindo de um gravador e reprodutor de voz com mensagens pré-

gravadas, previstas inicialmente em três idiomas, escolhidas num concurso interno entre alunos da escola.

Tendo em vista os atrasos no desenvolvimento do lançador da *Interorbital Systems*, o Projeto UbatubaSat conseguiu uma oferta de lançamento junto à AEB (Agência Espacial Brasileira) via ISS com a JAXA (*Japan Aerospace Exploration Agency*), com previsão para Outubro de 2016.

1.3. **Definição do Problema**

A adaptação a novos contornos devido à mudança de escopo é um esforço recorrente em projetos espaciais e bem mais frequentes em projetos de satélites miniaturizados como exposto na introdução deste trabalho. Logo, há a necessidade da passagem de um esquema *ad-hoc* para uma sistematização de métodos nesta abordagem onde os diversos e mais relevantes aspectos sistêmicos devem ser lidados de forma que a reengenharia de sistemas espaciais seja minimamente abrangente. Entretanto que aspectos abordar? Qual a ordem destes aspectos? Existem interdependências e/ou desdobramentos nestes aspectos? Quando um processo menor de reengenharia é concluído? Essas e muitas outras questões devem ser abordadas por uma metodologia para que possa contribuir positivamente aos projetos espaciais.

Tomando novamente o exemplo da plataforma *TubeSat* original da *Interorbital Systems*, a mesma foi concebida idealmente no contexto de uma determinada arquitetura de missão voando num foguete ainda em desenvolvimento e com requisitos de segurança limitados. Entretanto, em sua prática novos contornos foram impostos ao projeto, fora da linha de controle do mesmo, e alguns comentados a seguir:

a) O primeiro picossatélite do projeto UbatubaSat, denominado Tancredo-1, foi montado com a participação dos alunos da Escola Municipal Tancredo Neves do ensino fundamental. Esses alunos não tiveram maiores conhecimentos de eletrônica, utilizavam o kit da IOS com limitações e tiveram, mais tarde, que optar por outro foguete que levaria o picossatélite até a ISS para ser ejetado;

b) O picossatélite montado a partir do projeto original descrito no kit da IOS não atendia aos novos requisitos impostos, principalmente de segurança (como desacoplamento total da bateria) para permanecer a bordo da ISS;

c) Geralmente, as oportunidades de voo de instrumentação espacial são bem limitadas. Em paralelo, existem diversas demandas no INPE para o embarque de instrumentos científicos, principalmente do grupo de Aeronomia. Como contrapartida ao acordo de parceria com o INPE, o projeto UbatubaSat concordou que seria interessante o embarque de um experimento científico do INPE consistindo de sondas de Langmuir para estudos ionosféricos. Essa nova carga útil gerou um novo contorno ao projeto UbatubaSat, pois novos requisitos e restrições funcionais e operacionais devem ser atendidos;

d) Não se tem conhecimento do histórico de voo dos componentes utilizados no projeto. São COTS (*Commercial Off The Shelf*) que serão submetidos, no ambiente espacial, às condições de alto vácuo, temperaturas extremas e relativamente altos níveis de radiação ionizante;

e) A cablagem entre as diferentes placas dos subsistemas cria dificuldades na montagem, integração, testes, manutenção e atualização do picossatélite diminuindo a sua confiabilidade;

f) Realização de testes ambientais do picossatélite num cenário com mudanças de lançador;

g) Adaptação da estrutura do picossatélite ao novo dispositivo ejetor devido à mudança de lançador;

h) Envio de telemetrias e dados de cargas úteis pelo Tancredo-1;

i) Recebimento de telecomandos como, por exemplo, de interrupção de transmissão, sendo este um requisito mandatório;

j) Solicitação de frequência (pré-definida) de operação junto aos órgãos reguladores nacionais e mundiais e aprovação com designação da frequência coordenada;

k) Comunicação entre radioamadores através do Tancredo-1 e atualização remota de mensagens pré-gravadas.

Basicamente, estes são alguns dos novos contornos do projeto UbatubaSat, com mudanças de escopo, que uma metodologia deve lidar e sua proposição discutida neste trabalho.

1.4. **Objetivo da Dissertação**

Este trabalho tem por objetivo principal propor uma metodologia de reengenharia de sistemas espaciais diante da realidade de mudanças de escopo de projetos espaciais e aplicá-la ao domínio de satélites miniaturizados.

Como estudo de caso, optou-se por um projeto de picossatélite em atual demanda no INPE.

1.5. **Solução Proposta**

A adaptação de subsistemas e processos de Engenharia de Sistemas Espaciais é o aspecto chave para projetos cujo escopo mude ao longo do seu ciclo de vida. Tendo em vista os objetivos, requisitos e restrições levantados, pode-se optar por buscar uma solução de melhor custo-benefício e com agilidade através de reengenharia de sistema espacial.

A solução proposta, de uma metodologia de reengenharia de sistemas espaciais apresentada no capítulo 3, engloba processos de reengenharia e elementos que devem ser abordados de forma ordenada e segura para que a migração de uma plataforma genérica para um arranjo satisfaça os novos requisitos de missão minimamente. Alguns dos elementos e ou atividades de Engenharia de Sistemas Espaciais são listados abaixo:

a) **Arquitetura Elétrica**: (1) Reformulação do *layout* das Placas de Circuito Impresso (PCBs) para os novos requisitos de qualidade e segurança física; (2) Adoção de um barramento de sinais facilitando a montagem e otimizando o uso de cablagem; (3) Levantamento de requisitos de potência/energia com inclusão de novas cargas úteis;
b) **Montagem, Integração e Testes:** (1) Verificação, validação e testes de PCBs adaptadas para a nova estrutura, e.g., Potência, Comunicações, Computador de Bordo, Cargas Úteis e Painéis Solares; (2) Procedimentos

para realização de testes funcionais e ambientais para protótipos de engenharia/ qualificação e voo;

c) **Balanços de Engenharia**: Verificação de aspectos relativos aos diversos balanços de engenharia, e.g., potência e RF;

d) **Cargas Úteis**: Adaptação das cargas úteis dos diversos *stakeholder*s;

e) **Supervisão de Bordo**: Estudo de inclusão de telecomandos e telemetrias com definição das estruturas das mensagens;

f) **Segmento Solo**: (1) Levantamento de requisitos de operações; (2) Especificação de Estação Terrena para operações do satélite;

g) **Segmento Lançador**: Aspectos de interface com lançadores, ISS e campanha de lançamento;

h) **Telecomunicações**: Processo de obtenção e autorização de frequência de operação do picossatélite e de sua estação terrena.

Para a validação da solução, a metodologia utilizará como estudo de caso a adaptação e desenvolvimento de um protótipo de picossatélite baseado em plataforma *TubeSat* cujo escopo final, após mudanças, visa atender a uma missão dual e com utilização da ISS no lançamento. Em especial, a missão após duas mudanças de escopo, foi estendida para fins científicos em complemento ao propósito inicial exclusivamente educacional. A missão científica (do grupo de Ionosfera do INPE) consiste no estudo da dinâmica da atmosfera ionizada com ênfase em estudos referentes a bolhas de plasma.

No estudo de caso, o projeto de arquitetura elétrica original da plataforma espacial adotava um barramento em topologia estrela, onde o computador de bordo

controlava cada subsistema por linhas separadas de dados, e sem maiores preocupações com segurança física. O projeto foi modificado para atender os objetivos da missão dual tendo em vista a indefinição do foguete e o cronograma de lançamento e também o surgimento de novos requisitos e restrições.

A abordagem *ad-hoc* para o aspecto sistêmico, por exemplo, mudança da arquitetura elétrica de um sistema pronto, poderia levar a um projeto elétrico inadequado, visto que para a sua execução seria necessário ter o conhecimento completo dos subsistemas através de engenharia reversa com a inclusão dos novos requisitos e restrições.

A partir da metodologia proposta, uma nova plataforma deve ser readaptada para utilizar uma topologia com barramento linear onde os conectores são fixados diretamente e acessam suas alimentações e seus sinais com outros subsistemas e cargas úteis. E todos os subsistemas deverão ter as placas reprojetadas para atender os requisitos dos diversos *stakeholders*.

A plataforma derivada deverá facilitar a ergonomia em sua montagem, integração e realização de testes. Este requisito, além de motivar os alunos como *stakeholders* do projeto, pode gerar conhecimentos e técnicas espaciais, como por exemplos, projetar um equipamento de suporte mecânico de solo para testes de vibração do picossatélite ou projetar um novo sistema de antena retrátil.

Finalmente, um outro aspecto desafiador é como facilitar o desenvolvimento de software tanto da plataforma espacial como da estação terrena, visto que a plataforma original, pelo lado externo, não tem acesso aos pinos de programação do computador de bordo.

1.6. **Organização da Dissertação**

Este trabalho está estruturado sumariamente da seguinte forma: este Capítulo 1 apresentou a motivação e os objetivos do trabalho; o Capítulo 2 discute sucintamente sua fundamentação teórica; o Capítulo 3 expõe a metodologia a ser utilizada para o seu desenvolvimento; o Capítulo 4 introduz uma missão para um picossatélite *TubeSat* como proposta de estudo de caso; o Capítulo 5 mostra os resultados obtidos; o Capítulo 6 conclui texto com suas considerações finais e sugestões de trabalhos futuros. Uma série de apêndices e anexos complementa a documentação deste trabalho.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Este capítulo apresenta os conceitos básicos necessários para o desenvolvimento do trabalho, com uma variedade de tópicos, a saber: Engenharia de Sistemas Espaciais e o método SMAD, satélites miniaturizados com foco na plataforma *TubeSat*, o ambiente espacial com *offgassing/outgassing* e bolhas de plasma monitorados por sondas de Langmuir, lançadores para a ISS e finalmente conceitos de reengenharia.

2.1. **Engenharia de Sistemas Espaciais e SMAD**

A Engenharia de Sistemas é uma abordagem metódica e disciplinada de projetos que abrangem sua consecução, gerenciamento técnico, suas operações e, finalmente, o descarte de um sistema (NASA, 2007). Um sistema é genericamente definido como uma composição ou coleção de diferentes elementos com propriedades emergentes, i.e., esses elementos juntos produzem resultados que não seriam obtidos por elementos individualmente.

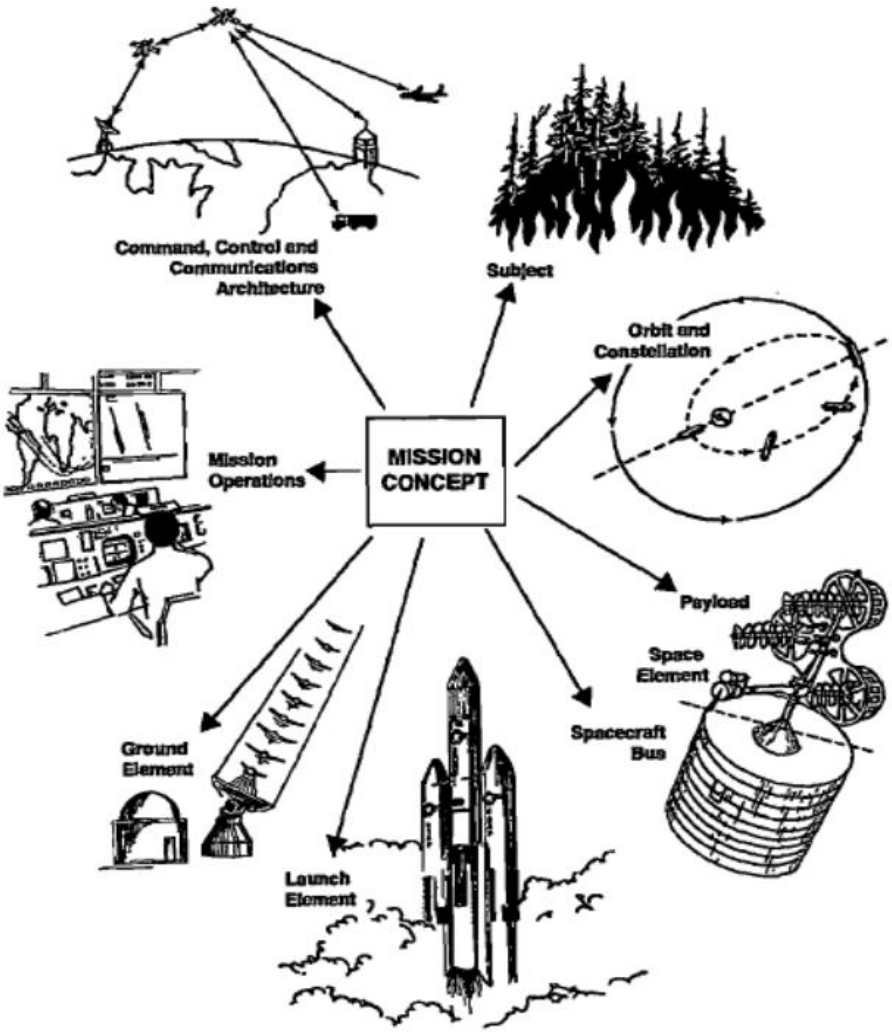
Os conceitos de Engenharia de Sistemas são aplicados na elaboração de missões espaciais as quais consistem de um conjunto de elementos denominado de Arquitetura da Missão Espacial segundo Wertz et al. (2011) e são apresentados como na Figura 2.1.

Uma arquitetura de uma missão espacial possui basicamente oito elementos: (1) Aplicação para o qual a missão é construída; (2) Segmento Espacial referente à plataforma do satélite; (3) Segmento Espacial referente à carga útil do satélite; (4) Segmento Missão com o pessoal e os equipamentos operacionais da missão; (5) Órbita referente ao curso ou trajetória do segmento espacial no espaço; (6)

Arquitetura de controle, comando e comunicações; (7) Segmento do lançador e sua infraestrutura; (8) Segmento de Solo e sua infraestrutura.

O arranjo desses elementos forma a arquitetura da missão espacial. O Conceito de Missão é a declaração mais fundamental de como a missão será realizada e como irá obter as informações.

Figura 2.1 – Arquitetura da missão espacial.



Fonte: Wertz et al.(2011).

O processo de análise da missão espacial tem uma abordagem iterativa para refinamento de requisitos e métodos empregados para obtê-los são sintetizados

na Tabela 2.1 (WERTZ et al., 2011). As sucessivas iterações levam a uma melhor definição do conceito de missão espacial.

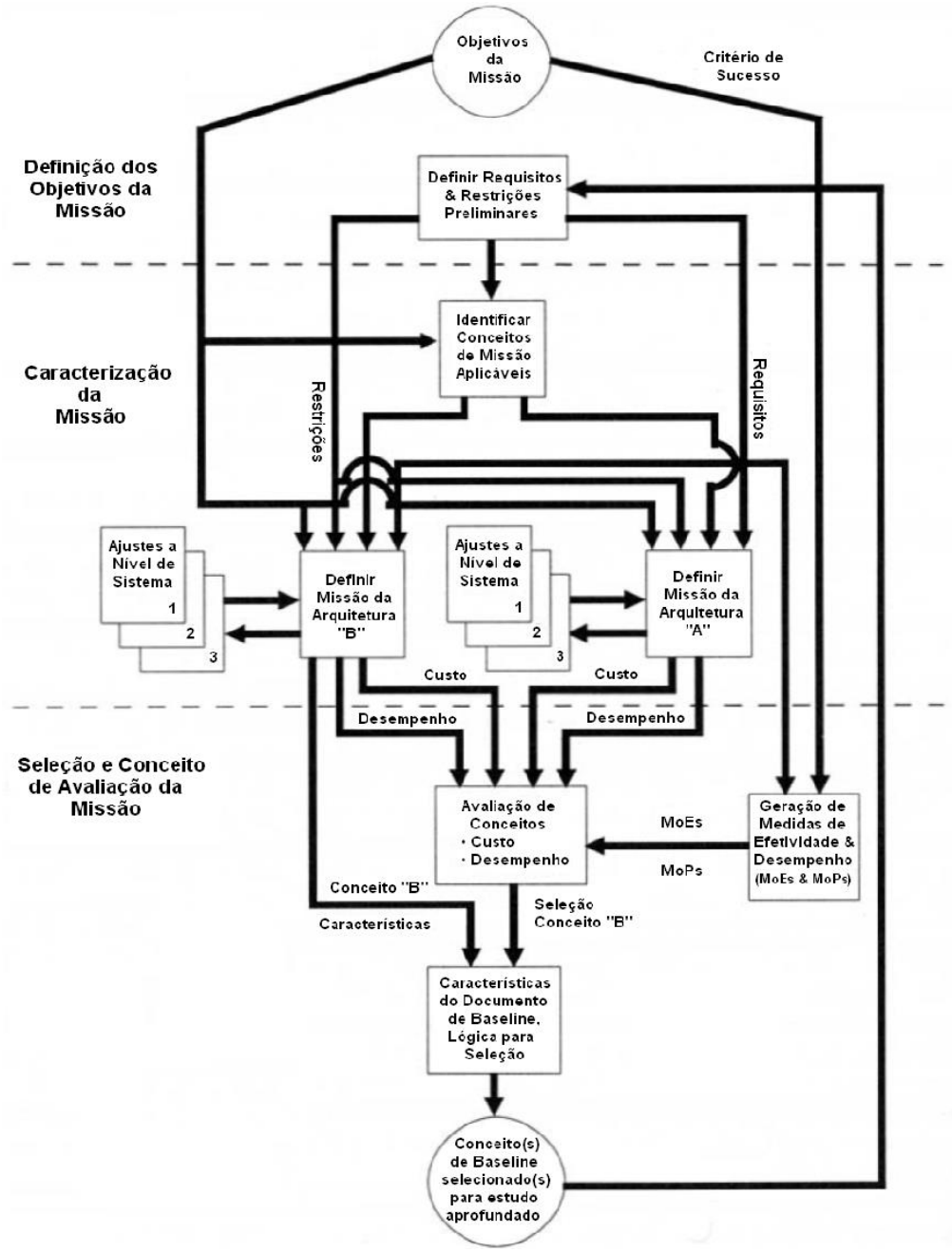
Tabela 2.1 – Definição da missão espacial e fases de análises.

Fluxo Típico	Passos	
	Definir Objetivos	1. Definir objetivos amplos e restrições 2. Estimar necessidades da missão quantitativamente e requisitos
	Caracterizar a Missão	3. Definir Conceitos alternativos de Missão 4. Definir arquiteturas alternativas de missão 5. Estimar necessidades da missão e requisitos 6. Caracterizar conceitos de missão e arquiteturas
	Avaliar a Missão	7. Definir requisitos críticos 8. Avaliar a utilidade da missão 9. Definir conceito de missão (baseline)
	Definir Requisitos	10. Definir requisitos de sistema 11. Alocar requisitos para elementos do sistema

Fonte: Wertz et al. (2011).

Uma vez definida a missão espacial, inicia-se a exploração do Conceito da Missão que geralmente segue um fluxo de trabalho tradicional como o apresentado na Figura 2.2. Este fluxo inclui a caracterização da missão espacial para se selecionar e definir combinações de soluções possíveis com suas órbitas, satélites, foguetes e operação de missão. Mediante análises de requisitos e restrições, o espaço de soluções é diminuído. Para cada conceito de missão identificado, e.g. “A” e “B” na Figura 2.2, se quantifica o melhor design baseado em sua efetividade (MoEs) e desempenho (MoPs).

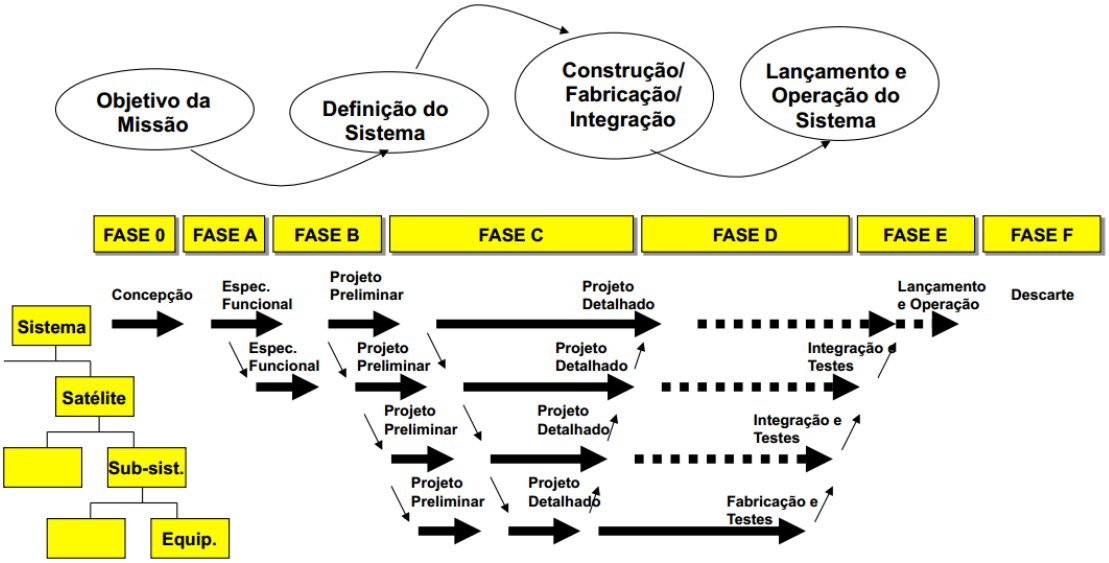
Figura 2.2 - Fluxo de trabalho tradicional para exploração de conceito de missão.



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

Uma visão geral do projeto de um sistema espacial consta no que denomina-se de ciclo de vida que é tipicamente dividido em fases e atividades conforme a Figura 2.3.

Figura 2.3 – Ciclo de vida típico de projeto espacial.



Fonte: Bogossian e Souza (2013).

2.2. **Satélites Miniaturizados**

Um satélite artificial conceitualmente é dividido em duas partes (WERTZ et al., 2011): a plataforma e a carga útil. A carga útil, não necessariamente única, é definida pela missão do satélite.

A plataforma é constituída usualmente pelos subsistemas de Controle de Atitude, Suprimento de Energia, Telecomunicação de Serviço (TT&C), Gestão de Bordo, Propulsão, Controle Térmico e Estrutura e Mecanismos. A cablagem é considerada um subsistema dependendo de sua complexidade.

Os satélites artificiais podem ser classificados por diferentes formas como pelo tipo de órbita, custo, tamanho, massa, frequência, etc. Segundo Fortescue (2003) há uma nomenclatura para referenciar os satélites por sua massa de acordo com a Tabela 2.2.

Tabela 2.2 – Classificação de satélites por massa.

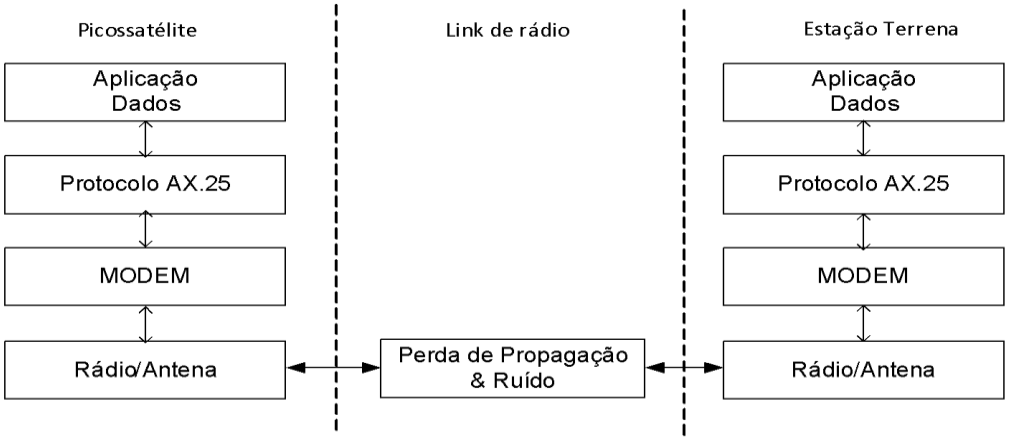
Classe	Massa (kg)
Satélite grande convencional	> 1000 kg
Satélite pequeno convencional	500 a 1000 kg
Minisatélite	100 a 500 kg
Microsatélite	10 a 100 kg
Nanossatélite	1 a 10 kg
Picossatélite	0.1 a 1 kg

Fonte: Fortescue (2003).

Diversos satélites miniaturizados com custos relativamente baixos empregam componentes COTS para obter funcionalidade complexa. O ambiente espacial pode ser particularmente prejudicial para componentes COTS devido às seguintes condições hostis (FORTESCUE, 2003): Alto vácuo (podendo liberar produtos químicos); Temperaturas extremas (fria e quente); Altos níveis de radiação ionizante.

Para comunicação com solo, os dados de uma aplicação em satélites miniaturizados que utilizam as faixas de comunicação radioamador são geralmente codificados no protocolo AX.25 (BEECH et al., 1998), modulados e transladados para faixa de UHF ou VHF para serem irradiados pela antena como indicado na Figura 2.4. Os telecomandos são sinais que contêm dados originados no segmento solo e que são enviados para o sistema espacial para serem processados pela plataforma.

Figura 2.4 – Fluxo de informações da aplicação entre o sistema espacial e estação terrena.



Fonte: Adaptada de Alminde et al. (2002).

O sinal de RF recebido na plataforma é transladado e demodulado para banda básica e os dados são recuperados no formato AX.25 e decodificados para obter os dados da aplicação. Os dados da plataforma transmitidos pelo sistema espacial e recebidos pelo segmento solo são denominados de telemetria de serviço ou *housekeeping*. Os dados dos instrumentos do segmento espacial são telemetrias de cargas úteis.

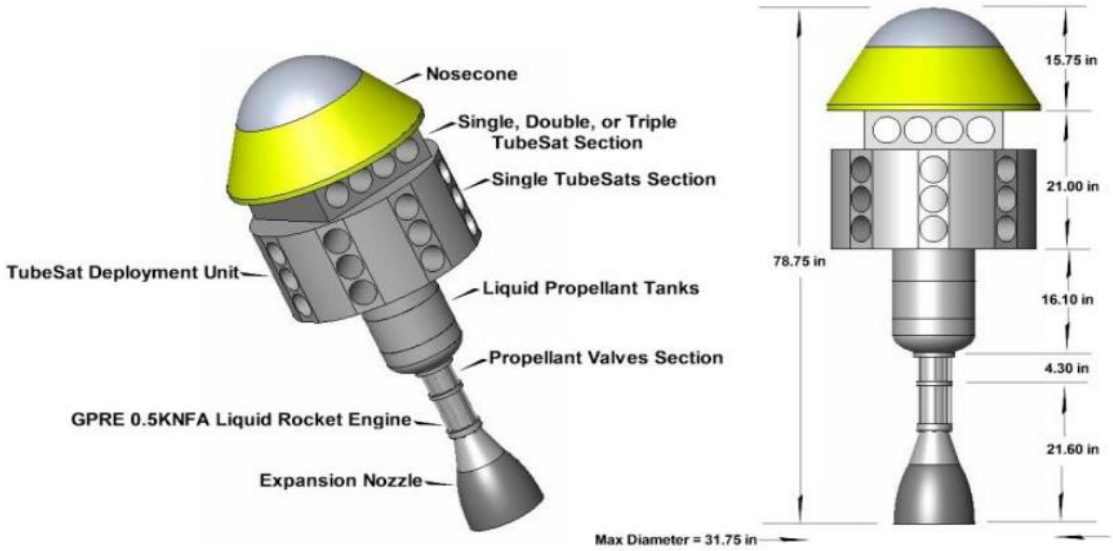
2.2.1. A Plataforma *TubeSat*

A empresa americana *Interorbital Systems* desenvolveu um kit[11] de satélite denominado "*TubeSat*" para ser lançado originalmente em órbita terrestre baixa (LEO - *Low Earth Orbit*) a aproximadamente 310 km utilizando o seu próprio lançador Neptune. A órbita do *TubeSat* é circular polar com período aproximado de 90 minutos e tempo de vida estimado em 90 dias quando reentra na atmosfera se desintegrando e, portanto, não contribuindo com lixo espacial. O foguete

[11] Disponível em: <http://www.interorbital.com/interorbital_06222015_030.htm>. Acesso em 03 maio 2016.

Neptune continua em desenvolvimento até a presente data e vai permitir aos foguetes da série N30, a colocação em órbita de até 32 *TubeSats* a partir dos seus cilindros de ejeção. A Figura 2.5 apresenta detalhes estruturais do foguete Neptune.

Figura 2.5- Detalhes do Foguete Neptune da IOS.



Fonte: IOS (2011).

O kit *TubeSat* pode ser considerado uma plataforma simplificada de picossatélites onde um conjunto de subsistemas e interfaces formam uma estrutura comum (*core*) onde outras arquiteturas de picossatélites derivados podem emergir (MEYER e LEHNERD, 1997). O kit *TubeSat* inclui os seguintes componentes (IOS, 2011):

a) Arquivos Gerber para a fabricação de placas de circuito impresso (PCB);

b) Um transceptor;

c) Uma bateria;

d) Células solares;

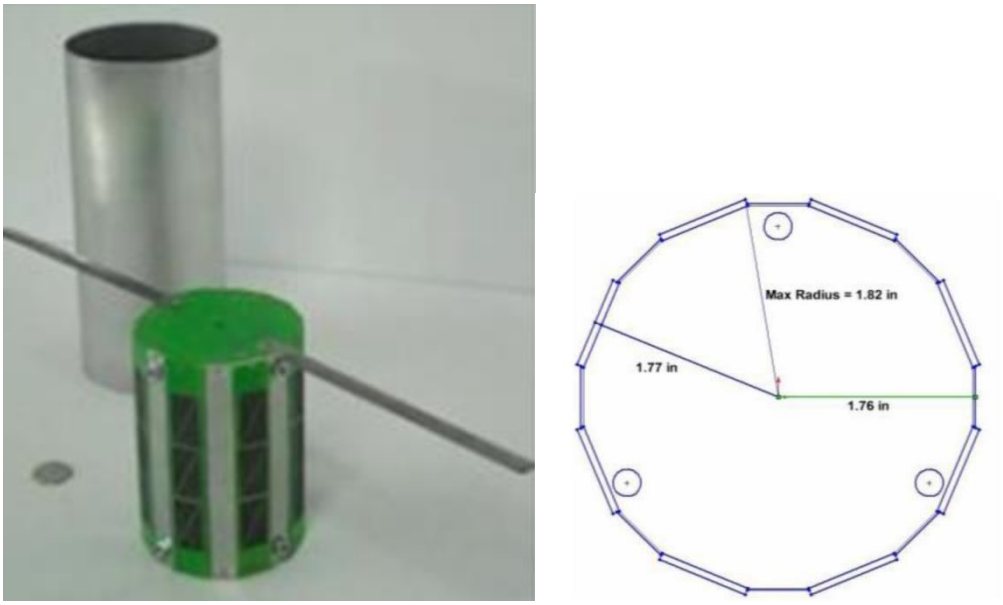
e) Microcontrolador e kit de desenvolvimento;

f) Antenas;

g) Um cilindro de ejeção.

O *TubeSat* tem a forma tubular hexadecagonal, conforme a Figura 2.6, com oito painéis solares intercalados por oito tiras de alumínio. É possível a inclusão de um hardware de aplicação, não incluído no kit, a ser desenvolvido e integrado ao *TubeSat* como carga útil de um experimento desejado.

Figura 2.6 - *TubeSat* em forma hexadecagonal com cilindro de ejeção.

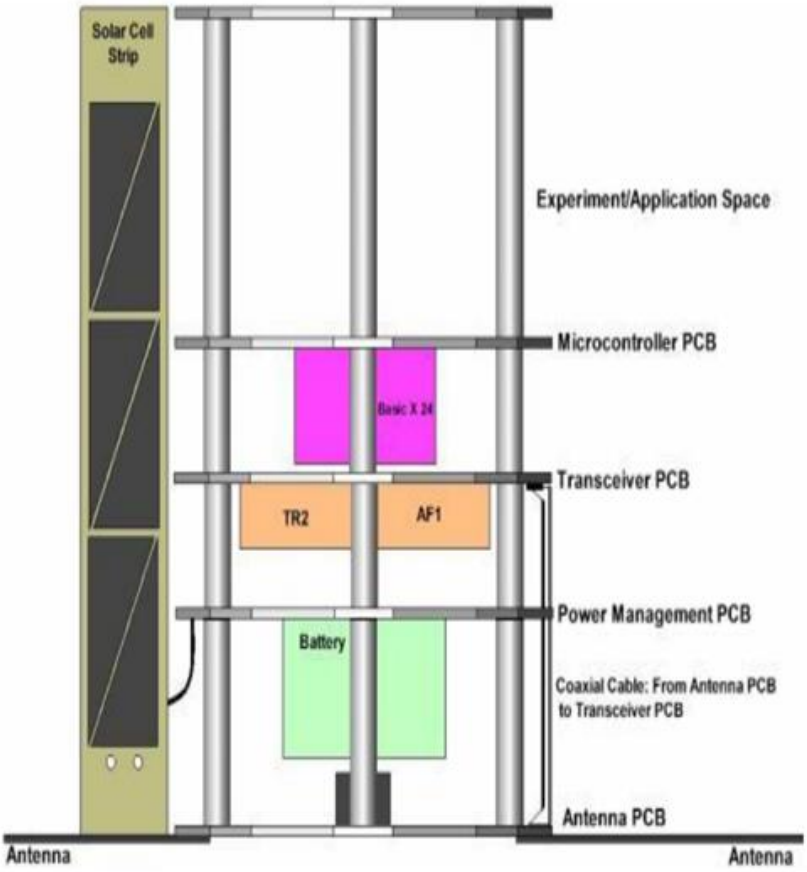


Fonte: IOS (2011)

A estrutura "*core*" da plataforma *TubeSat* de picossatélite é apresentada na Figura 2.7 com suas comunalidades onde, de baixo para cima, tem-se as seguintes placas: Antena, Gerenciamento de Potência, Comunicações, Computador de Bordo e uma placa a ser integrada de carga útil para

experimentos ou aplicações. A estrutura tem um espaço limitado para carga útil, cuja massa somada ao de todo o resto do picossatélite não deverá ter mais que 750 gramas.

Figura 2.7 - Vista geral dos elementos “core” da plataforma *TubeSat*.

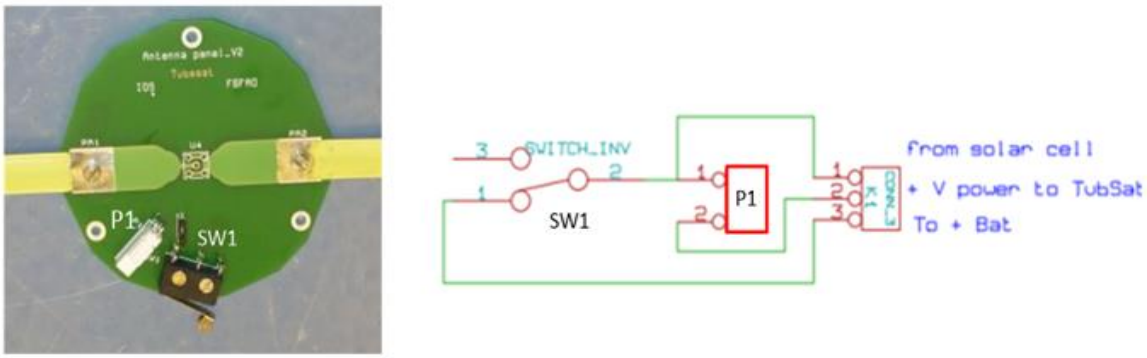


Fonte: IOS (2011).

A placa da antena apresenta um dipolo, de meio comprimento de onda de metal flexível, com frequência única em UHF na faixa destinada ao radioamadorismo para transmissão e recepção de sinais. Desta forma o *TubeSat* opera somente no modo de comunicação *half duplex*. O comprimento da antena deve ser ajustado de acordo com a frequência de operação e através de VSWR (*Voltage Standing Wave Ratio*) ou analisador de rede. Além do dipolo, a placa da antena apresenta o circuito de inibição da alimentação, apresentado na Figura 2.8, com um *jumper*

(P1) a ser conectado antes do voo. A chave SW1 é mecanicamente mantida fechada quando o *TubeSat* estiver fora do cilindro de ejeção.

Figura 2.8 Circuito de inibição do *TubeSat.*



Fonte: Adaptada de IOS (2011).

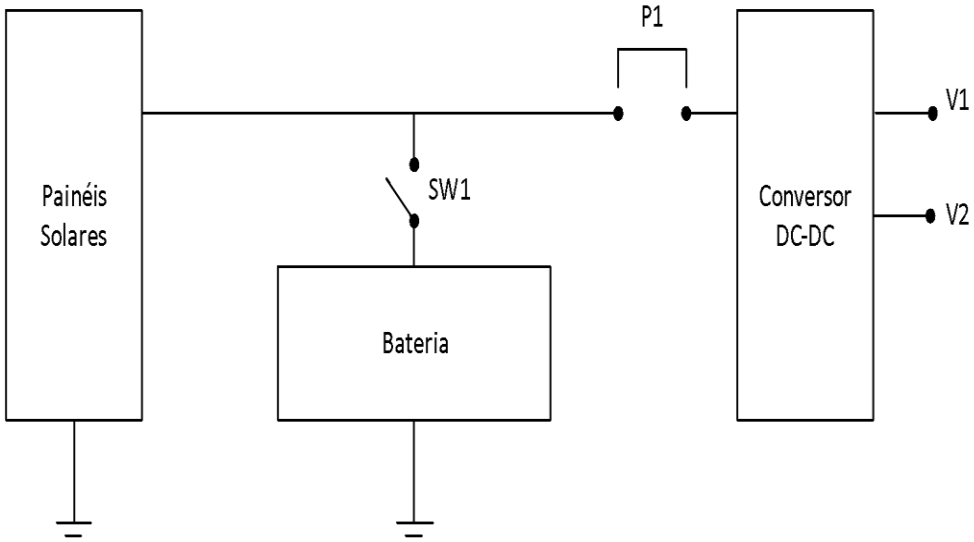
A placa de Gerenciamento de Potência contém uma bateria, COTS, de íons de lítio de 3,7 volts e 5,2 AH, que é carregada, não simultaneamente, através das 8 placas de painéis solares fixadas externamente na estrutura do *TubeSat*. A faixa de temperatura da operação especificada da bateria é de -20° a 60°C. A bateria apresenta internamente dispositivos de proteção contra curto-circuito e contra carga e descarga excessivas.

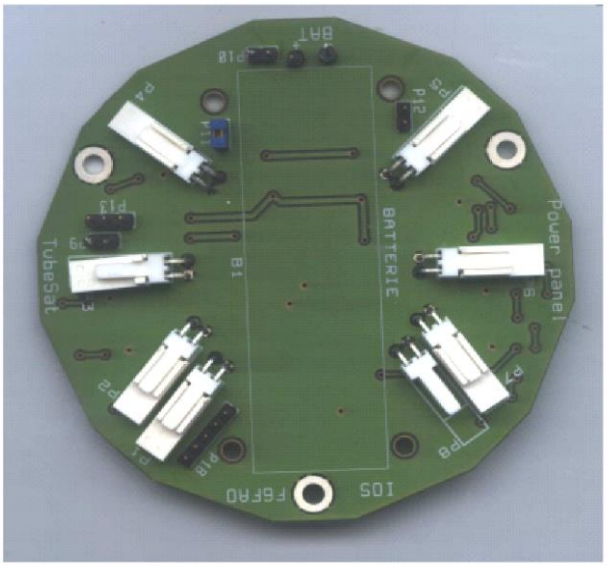
A placa de potência alimenta as outras placas do *TubeSat* com a tensão da bateria e com tensão regulada de 5,7 V utilizando um conversor DC-DC. A Figura 2.9 apresenta a PCB e o diagrama de blocos simplificado com os componentes eletrônicos P1 e SW1 localizados na placa da antena conforme vistos na figura anterior.

Cada placa do painel solar apresenta 6 células solares triangulares avançadas (TASC) de tripla junção de Arseneto de Gálio (GaAs) da Spectrolab com 28% de eficiência. Estas células são mais que duas vezes eficientes quando comparadas

às de silício (SPECTROLAB, 2002). Alguns parâmetros elétricos de uma célula TASC típica da Spectrolab[12] são apresentados na Figura 2.10.

Figura 2.9 - Diagrama de blocos de gerenciamento de potência e a sua placa.

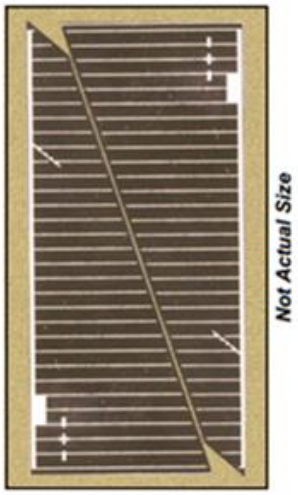




Fonte: Produção do autor.

[12] Disponível em: <http://www.spectrolab.com/>. Acesso em: 05 maio2016.

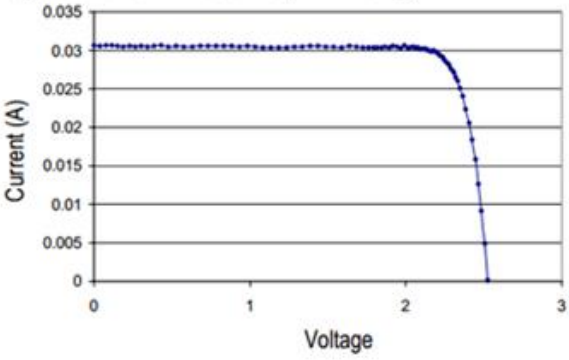
Figura 2.10 – Parâmetros elétricos da célula solar TASC da Spectrolab.



Typical Cell Electrical Parameters
1 Sun, AM1.5G (100.0 mW/cm²) 25°C

I_{sc}= 31 mA	I_{mp}= 28 mA
V_{oc}= 2.52 V	V_{mp}= 2.19 V
P_{mp}= 0.027 W/cm²	Cff= 80 %
Efficiency= 27 ± 3% Absolute	Temp. Coeff. V_{mp} = -6.2 mV/°C

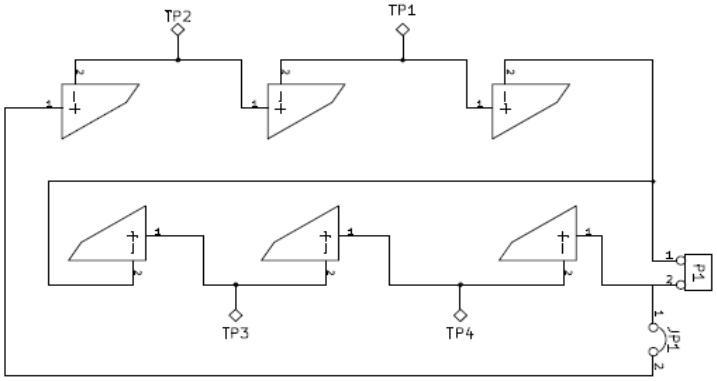
Typical Cell I-V Curve (AM 1.5G)



Fonte: Adaptada de IOS (2011).

Cada célula solar TASC fornece uma tensão de 2,52 volts, sem carga, de acordo com os parâmetros elétricos apresentados na Figura 2.10. E na associação em paralelo de dois conjuntos de três células solares em série, como apresentada na Figura 2.11, a tensão gerada é de aproximadamente 7,5 volts (sem carga).

Figura 2.11 – Esquema elétrico do painel solar.



Fonte: Adaptada de IOS (2011).

A placa de Comunicações, Figura 2.12, é composta principalmente pelos módulos da Radiometrix[13]: TR2M e AFS2.

O módulo TR2M é um transceptor UHF multicanal de FM de faixa estreita, *COTS*, que opera no modo *half-duplex* com potência de transmissão de 100 mW (+20 dBm) com consumos de 110 mA e 27 mA nos modos, respectivamente, de transmissão e recepção. A faixa de alimentação do componente é de 4,5 V a 16 V e a faixa de temperatura é de -10 a 60 ^{o}C.

Figura 2.12 – Placa transceptora.

Fonte: IOS (2011).

O módulo AFS2 (COTS) é um amplificador de potência (na transmissão) e chave de RF (na recepção) para ser utilizado juntamente com o módulo TR2M. A

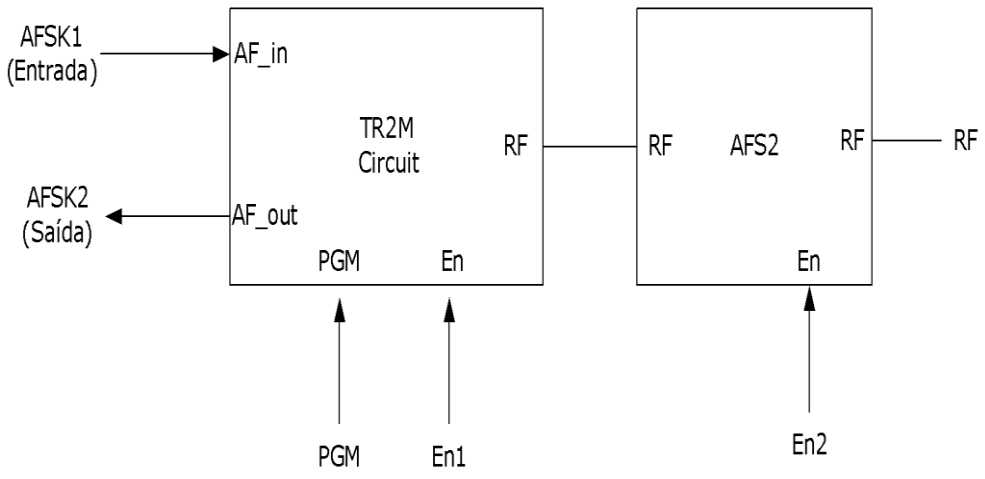
[13] Disponível em: <http://www.radiometrix.com/>. Acesso em: 05 maio 2016.

potência fornecida pelo conjunto na transmissão é de 500 mW com corrente de 360 mA e na recepção, a corrente é de aproximadamente 30 mA.

A frequência pode ser programada via interface serial em passos de 25 kHz na faixa de 435 a 438 MHz através do pino PGM do TR2M.

A Figura 2.13 apresenta o diagrama de blocos simplificado da placa de Comunicações. O modo de operação da placa é *half duplex*, ou seja, a placa funciona ora como transmissor, ora como receptor e nunca simultaneamente. Quando a transmissão é habilitada, o sinal de entrada AFSK1 é modulado em TR2M, amplificado em AFS2 e irradiado (RF). No sentido oposto, quando a recepção é habilitada, o sinal de RF em AFS2 é direcionado diretamente ao módulo TR2M que realiza a demodulação recuperando o sinal AFSK2 de saída.

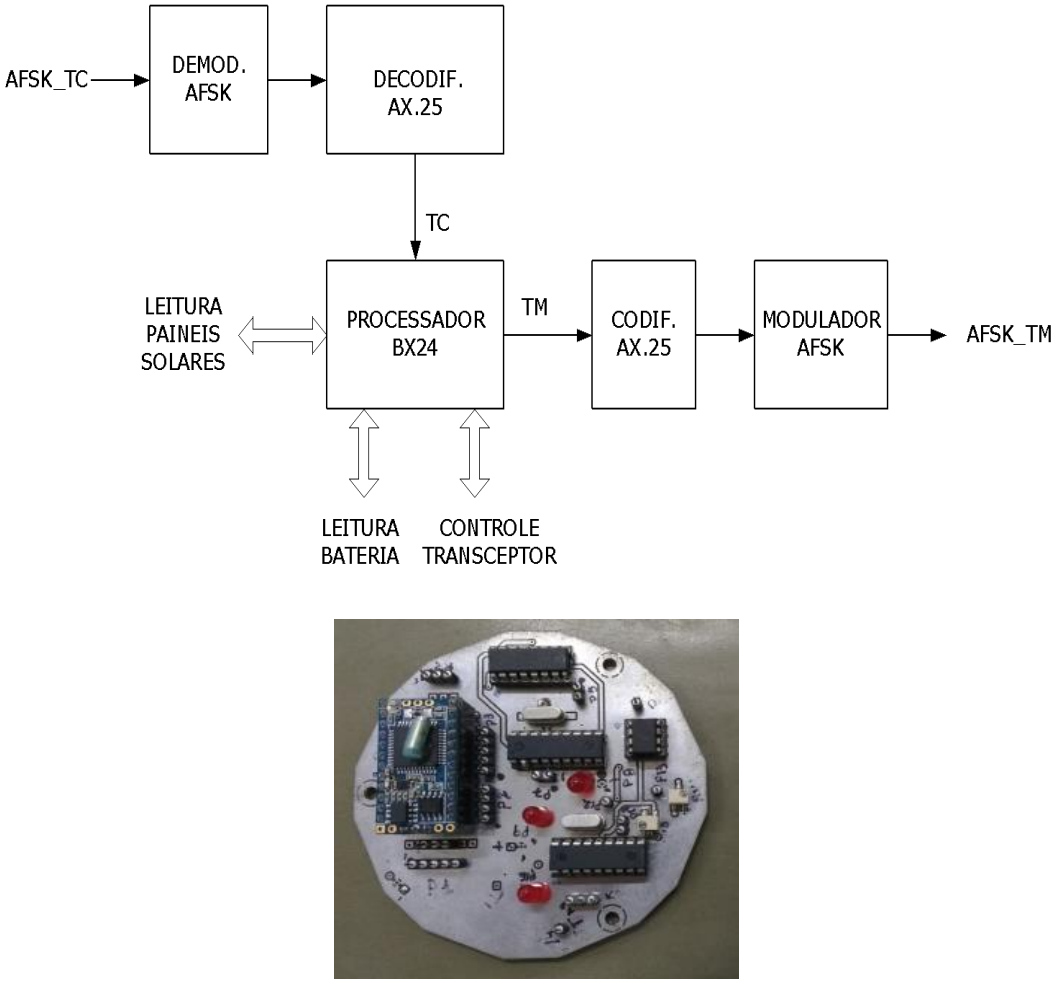
Figura 2.13 – Diagrama de blocos simplificado da placa de comunicações.



Fonte: Produção do autor.

A placa do Computador de Bordo utiliza o microcontrolador COTS BasicX-24 da fabricante Atmel[14] que deve ser programado e configurado para atender os objetivos e os requisitos definidos da missão. A Figura 2.14 apresenta o diagrama de blocos básico e a placa PCB do computador de bordo.

Figura 2.14 – Diagrama de blocos e placa PCB do Computador de Bordo.



Fonte: Produção do autor.

Na entrada da placa do computador de bordo, o sinal AFSK assíncrono de telecomando (TC) com taxa de dados de 1200 bps proveniente do transceptor é

[14] Disponível em: <http://www.atmel.com/>. Acesso em: 05 maio2016.

demodulado em padrão tipo Bell 202. Em seguida, o dado no formato de protocolo AX.25 é decodificado por um controlador PIC e transferido serialmente para o microcontrolador à taxa de 9600 bps. Semelhantemente, os dados de telemetria (TM) da plataforma *TubeSat* são lidos pelo microcontrolador e transferidos em 9600 bps para o codificador de formato de protocolo AX.25 e modulado em AFSK para serem transmitidos pelo transceptor. O *firmware* do codificador e do decodificador AX.25 foram desenvolvidos pela empresa Ringolake[15].

O programa fonte do codificador AX.25 disponibilizado pela Ringolake deve ser compilado, por exemplo, no ambiente MPLAB[16]. O *firmware* obtido deve ser gravado no componente PIC16F628A ou outro compatível.

Através de um emulador de terminal de vídeo, compatível com RS232-C, deve ser feita, a programação do PIC16F628A informando a origem, destino e o número de flags a serem previamente enviados em uma transmissão.

Os dados de interesse devem ser enviados pelo microcontrolador no formato 8-N-1 (8 bits, nenhum paridade e 1 *stop* bit). Assim que o buffer do codificador, 150 bytes, estiver completo ou quando receber o dado hexadecimal 13H (*carriage return*), os dados do buffer são transferidos a 1200 baud no formato AX.25 para o modulador FSK e transmitidos via rádio pelo transceptor.

---

[15] Disponível em: <http://www.ringolake.com/pic_proj/t_trak/data_trak.html>. Acesso em: 25 abr. 2016.

[16] Disponível em: <http://www.microchip.com/>. Acesso em: 05 maio 2016.

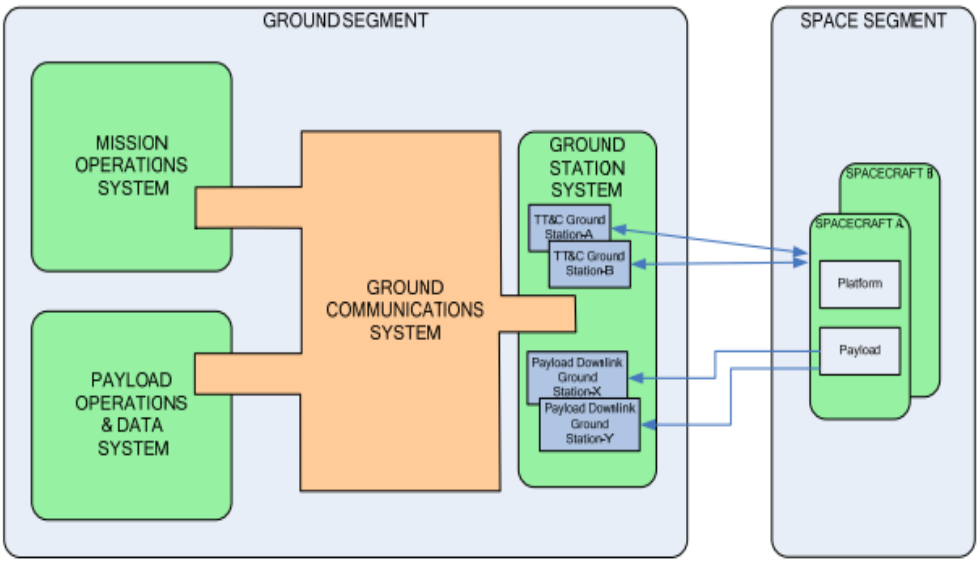
O programa fonte do decodificador AX.25 também disponibilizado pela Ringolake deve ser do mesmo modo compilado e o seu *firmware* gravado no PIC16F627 ou outro processador compatível.

2.2.2. Estações Terrenas para Satélites Miniaturizados

Os elementos do sistema segmento de solo de acordo com (ECSS-E-ST-70C, 2008) são: (a) Sistema de Controle de Missão; (b) Equipamentos Elétricos de Suporte; (c) Sistema de Estação Terrena; (d) Sub-rede de Comunicação Terrena.

O Sistema de Estação Terrena é um elemento do Segmento Solo que fornece a ligação física com o segmento espacial enquanto em órbita (ECSS-E-ST-70C, 2008) como mostra a Figura 2.15.

Figura 2.15 - Sistema de Segmento Solo.



Fonte: ECSS-E-70C (2008)

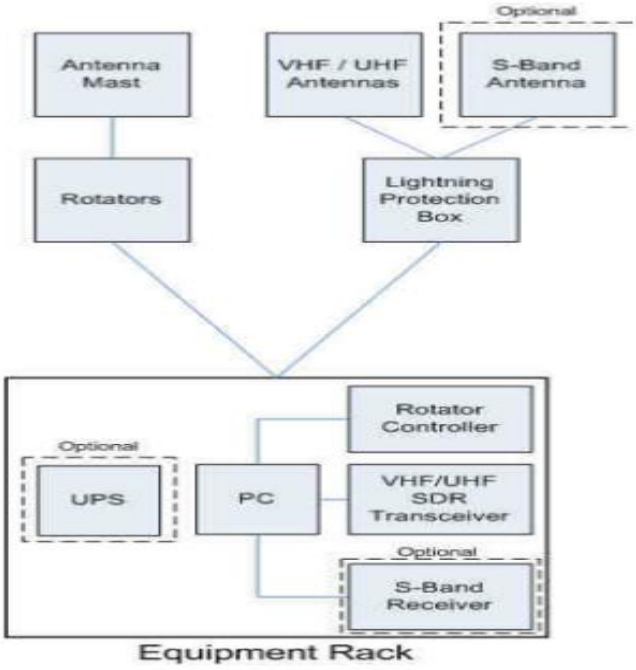
As funções do sistema de estação terrena geralmente incluem: recepção de telemetria, transmissão de telecomando, rastreamento, controle e monitoração da

estação, gerenciamento de tempo, gerenciamento de rede, distribuição de dados e manutenção do sistema.

As estações terrenas de satélites miniaturizados como *CubeSats* e *TubeSats* devem ser projetadas basicamente para receber telemetrias e enviar telecomandos geralmente na faixa de VHF e UHF. Um exemplo de uma estação de satélite miniaturizado é apresentado na Figura 2.16.

Os componentes dessa estação são divididos em dois grupos principais de acordo com a localização: (a) uma parte externa compreendendo o sistema de antenas com rotores e antenas de UHF, VHF e opcionalmente antena de banda S; (b) uma parte interna com sistemas eletrônicos montados num rack.

Figura 2.16 – Estação Terrena de Satélite Miniaturizado da ISIS[17].



Fonte: ISIS[17].

[17] Disponível em: <http://www.isispace.nl/cms/>Acesso em: 15 maio 2016.

A parte externa é composta de um mastro de antena que deve suportar o sistema de antenas, mesmo em condições severas de tempo. As antenas estão conectadas via cabos ao rack de instrumentação com transceptores, controlador dos rotores e um computador. Opcionalmente, o rack poderá ter um receptor banda S e também um *nobreak* para manter a estação terrena em funcionamento aproximadamente por 15 minutos para assegurar uma passagem completa de um satélite, em caso de falta de energia elétrica.

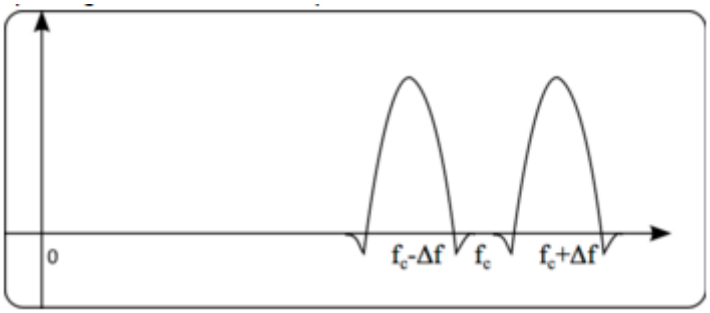
2.2.3. Modulação / Demodulação AFSK e Protocolo AX.25

A modulação AFSK (*Audio Frequency Shift Keying*) é uma forma de BFSK (*Binary Frequency Shift Keying*) onde o sinal é modulado com dois tons de áudio (AFSK, 2016). Esta modulação é utilizada principalmente por radioamadores com protocolo AX.25 que implementa sincronização, endereçamento, encapsulamento de dados e detecção de erros. Na comunidade de radioamadores a implementação conjunta de AFSK e AX.25 é chamada de TNC (*Terminal Node Controller*) (AFSK, 2016).

A modulação AFSK também é denominada camada física devido à sua utilização no protocolo AX.25 e pode ter designação diferente de acordo com a taxa de dados. Por exemplo, AFSK1200, ou modem Bell 202, codifica dados binários com taxa de 1200 bps.

As frequências utilizadas em AFSK1200 são 1200 Hz e 2200 Hz para codificar os bits 0´s e 1´s, ou seja, a diferença em frequência é de 1000 Hz. A Figura 2.17 mostra o espectro genérico da modulação AFSK.

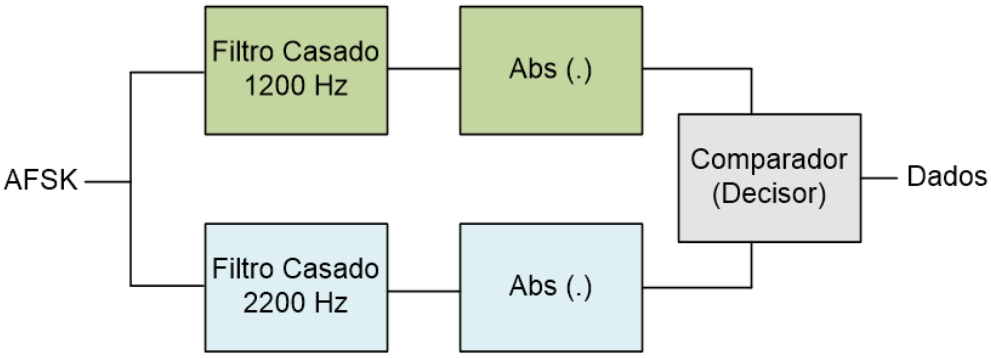
Figura 2.17 – Espectro típico do AFSK



Fonte: AFSK (2016).

A Figura 2.18 apresenta o diagrama de blocos de um demodulador AFSK 1200 não coerente com recuperação do dado codificado em NRZ-L.

Figura 2.18 – Esquema de demodulação AFSK.



Fonte: Produção do autor.

O protocolo AX.25 é baseado no protocolo HDLC 7809 (*High Level Data Link Control*) e de acordo com as normas Q.920 e Q.921 do CCITT (*Committee in International Telegraph and Telephone*). A organização de padrões ISO (*International Organization for Standardization*) desenvolveu o conceito de camadas de protocolo de comunicação que é um modelo de referência para facilitar a interconexão entre diferentes sistemas computacionais baseado em camadas como mostrado na Figura 2.19. Este modelo tem sido utilizado por estações terrenas de pequenos satélites operando na faixa de radioamadores.

Figura 2.19 – Pilha de Protocolos ISSO.

Layer	Function
7	Application
6	Presentation
5	Session
4	Transport
3	Network
2	Data Link
1	Physical

Fonte: Beech (1998).

O protocolo AX.25 apresenta blocos de informação denominado quadros cuja estrutura básica é mostrada na Figura 2.20 e pode ser de três tipos: I (informação), S (supervisão) e U (não numerado).

Figura 2.20 - Bloco de dados AX.25 e seus quadros S/U e I.

U and S frame construction				
First Bit Sent				
Flag	**Address**	**Control**	**FCS**	**Flag**
01111110	112/560 Bits	8 Bits	16 Bits	01111110

Information frame construction						
First Bit Sent						
Flag	**Address**	**Control**	**PID**	**Info.**	**FCS**	**Flag**
01111110	112/560 Bits	8 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Fonte Beech (1998).

2.3. **O Ambiente Espacial**

Esta subseção apresentará alguns conceitos importantes sobre o ambiente espacial para satélites miniaturizados, dentre eles os efeitos de

offgassing/outgassing, bolhas de plasma e o experimento sonda de Langmuir como carga útil para fins de medição.

A atmosfera terrestre é extremamente complexa tendo principais parâmetros a composição química, a densidade e pressão e a temperatura. A densidade e pressão variam com a altitude devido ao efeito gravitacional e a temperatura é dependente da radiação solar e das correntes de convecção atmosféricas.

Os materiais estruturais de satélites no espaço são expostos às temperaturas extremas e a ciclagem térmica que podem resultar em fadigas. Em baixas temperaturas, os materiais podem tornar-se frágeis e em altas temperaturas, eles perdem suas propriedades mecânicas (BUSSU, 2008).

O controle térmico do satélite é necessário principalmente devido a duas razões principais: (1) os equipamentos eletrônicos e mecânicos geralmente operam de modo eficiente e confiável somente dentro de faixas relativamente pequenas; (2) a maioria dos materiais tem coeficientes não nulos de expansão térmica. Assim mudanças de temperatura resultam em distorções.

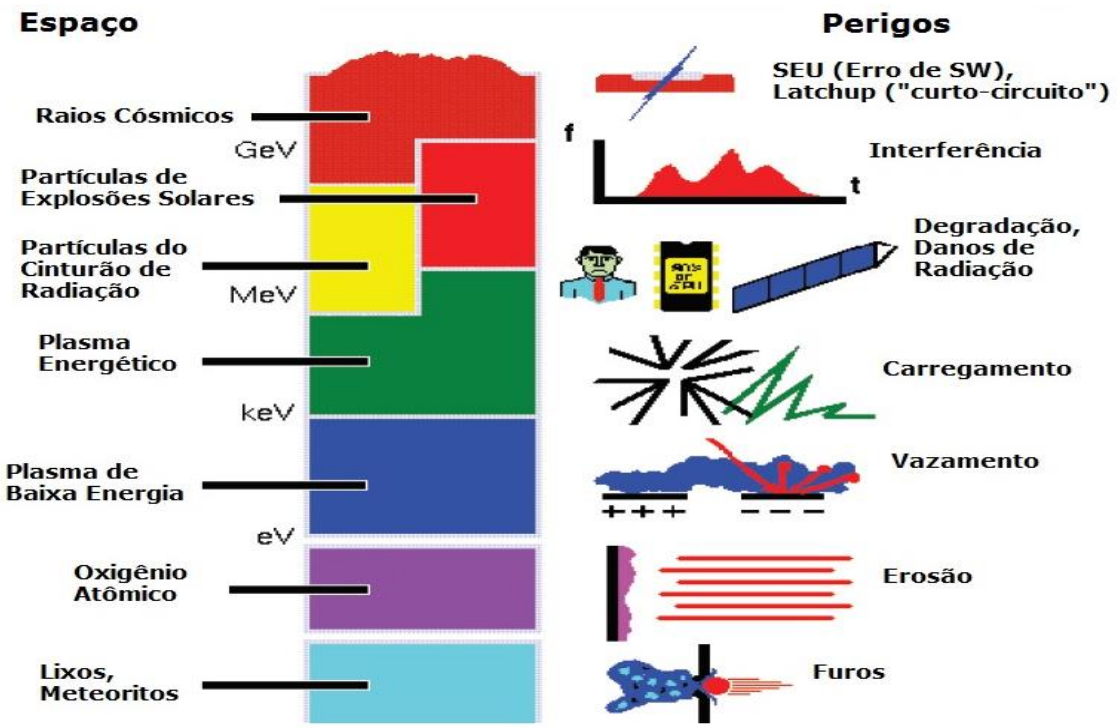
Muitos componentes comercialmente disponíveis somente operam na faixa de temperatura de 0 a +70 ^{o}C e portanto o projeto térmico do satélite deve ser levado em conta para mitigar riscos de insucessos. Além da variação da temperatura, o ambiente espacial apresenta diversas características e perigos associados conforme a Figura 2.21.

O Oxigênio atômico na atmosfera residual é responsável pela corrosão de materiais como Kapton, Teflon e Mylar. Além disso, micrometeoritos e lixo espacial podem estar presentes. A probabilidade de ocorrência de choques deve

ser estimada e medidas preventivas no projeto de satélites devem ser incorporadas.

A radiação é resultado da presença no ambiente espacial de elétrons, prótons, íons e raios cósmicos. Sua origem está em partículas capturadas, explosões solares e raios cósmicos tendo como efeito a degradação de células solares, o mal funcionamento de componentes eletrônicos denominados SEU (*Single Event Upset*) e até a degradação de componentes eletrônicos.

Figura 2.21 – Ambiente espacial e os seus efeitos.



Fonte: Adaptada de Bussu (2016).

2.3.1 Offgassing/Outgassing

Outros efeitos de pressão em ambiente espacial são relativos ao que se chama de *offgassing/outgassing* (LEY et al., 2009). Em aplicações espaciais, os materiais utilizados na sua fabricação são frequentemente testados para determinar a

presença ou ausência de elementos contaminantes através de *outgassing* e *offgassing*.

Outgassing[18] é a liberação de produtos químicos de substâncias não metálicas em condições de vácuo. O método de teste padrão denominado ASTM[19] E1559 é rotinamente utilizado para avaliar as características *outgassing*. Os resultados de testes incluem a porcentagem de perda de massa total de uma amostra (TML%), a porcentagem de material condensável volátil coletado (CVCM%), e a porcentagem adquirida do vapor d'água (WVR%).

A ECSS define *outgassing* ou sublimação como liberação no vácuo de moléculas que foram aprisionadas sobre ou dentro de um material segundo a norma ECSS-Q-TM-52A (2011). Ainda segundo a mesma norma, vários tipos de mecanismos podem levar a outgassing como:

a) Desadsorção, que é a liberação de moléculas que foram adsorvidas no topo de um material. Sendo que, segundo Dabrowski (2001), adsorção é a mudança na concentração de uma dada substância na interface entre fases que podem ser líquida-gasosa, líquida-líquida, sólida-líquida e sólida-gasosa;
b) Evaporação, que é a passagem de um contaminante a partir de sua fase condensada (líquida ou sólida) para a gasosa;
c) Difusão, que é o movimento aleatório das moléculas contaminantes que podem estar localizadas profundamente dentro de um material.

---

[18] Disponível em: <http://www.vectranfiber.com/properties/offgassing-and-outgassing/>. Acesso em: abr. 2016.

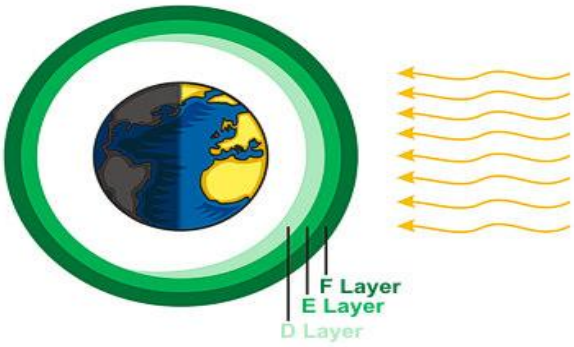
[19] Disponível em: <http://www.astm.org/Standards/E1559.htm>. Acesso em: 06 maio2016.

Offgassing refere-se à liberação de produtos químicos de materiais na pressão ambiente ou maior. O método de teste NHB 8060.1C (NASA, 1991) é normalmente utilizado para medir as características *offgassing*. Neste teste o material a ser analisado é mantido à temperatura de 125 ^{o}C e pressão ambiente por 72 horas. A análise da amostra de gás permite identificar o produto e a sua concentração. Para cada espécie, a razão da concentração da amostra pela concentração máxima permitida do satélite é calculada. A soma dessas razões é o valor T do material ou THI (*Toxic Hazard Index*).

2.3.2 Bolhas de Plasma e Sonda de Langmuir

Diversos satélites miniaturizados orbitam a uma altitude localizada na região F da ionosfera, camada da atmosfera terrestre acima de 150 km, que contém cargas elétricas (íons e elétrons). Segundo Kirchhoff (1977), a ionosfera é basicamente constituída por três camadas verticais (D, E e F), que variam em função de vários parâmetros geofísicos. Nesta região F, subdividida em F1, F2 e F3, existem irregularidades ionosféricas que são objetos de estudo de diversas missões espaciais e de institutos de pesquisas como o INPE. A Figura 2.22 apresenta o efeito da radiação solar sobre a ionosfera com as camadas D, E e F.

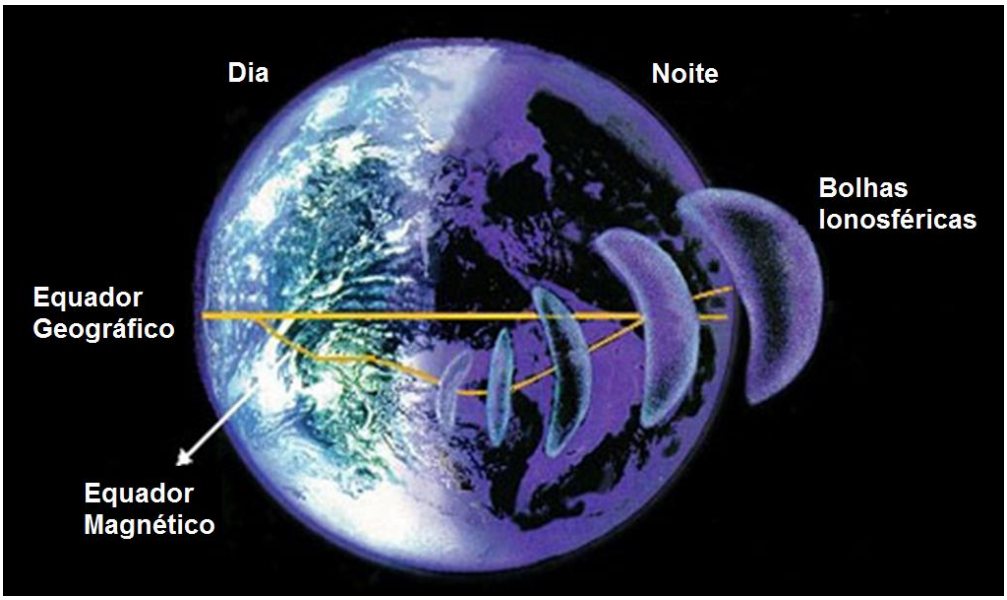
Figura 2.22 - Efeito da radiação solar na ionosfera.



Fonte: National Weather Service (2016).

Segundo Pimenta (2002), as irregularidades ionosféricas de grande escala são denominadas normalmente de bolhas de plasma, que começam a se desenvolver na base da camada F em movimento ascendente não linear, após o pôr do sol e a partir de perturbações na ionização. Ainda segundo a mesma fonte, as bolhas possuem dimensões horizontais, ao longo das linhas de campo magnético, da ordem de 5.000 km e na direção perpendicular ao campo podem atingir 450 km, acompanhando o equador magnético. A Figura 2.23 ilustra a formação e o deslocamento para o leste de bolhas de plasma acompanhando o equador magnético.

Figura 2.23 – Evolução das bolhas de plasma ao anoitecer.



Fonte: Abdu[20] (2006).

As irregularidades na região F foram estudadas por Clemesha (1964) usando um radar de retroespalhamento em VHF e ele observou que essas irregularidades se deslocavam para leste com velocidade da ordem de 100 m/s.

[20] Imagem disponível em: < http://www.laser.inpe.br/equars/eng/ionex.shtm>. Acesso em 03 maio 2016.

As cintilações ionosféricas, flutuações nas amplitudes ou nas fases de sinais eletromagnéticos na região F, devido a bolhas de plasmas, são capazes de perturbar as telecomunicações, sistemas de navegações como o GPS (*Global Positioning System)* e sinais dos satélites, na faixa de VHF até a banda L. Segundo Lany et al. (1988), através das perturbações no sinal recebido por um receptor GPS, pode-se estudar a dinâmica e morfologia das irregularidades ionosféricas.

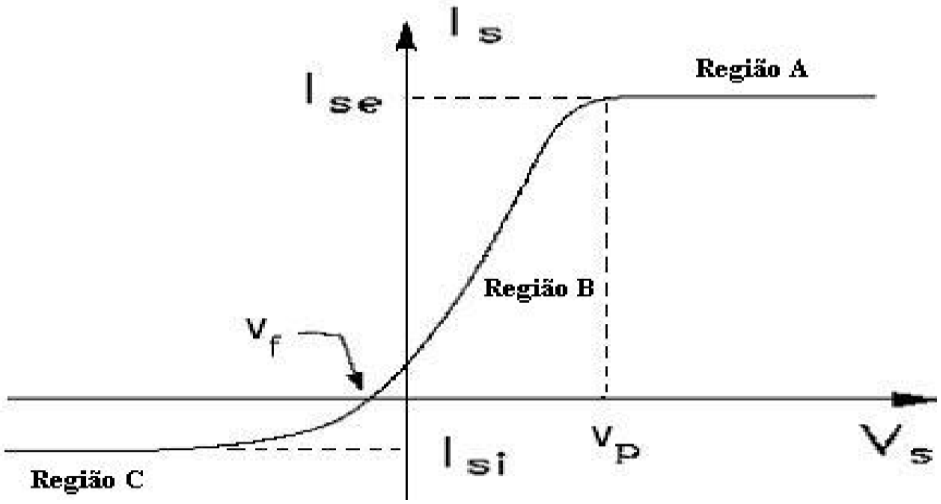
Segundo Pimenta (2002), outros métodos de detecções de bolhas de plasma podem ser utilizados como por:

a) Ionossonda, que é um tipo de radar que emite pulsos de energia eletromagnética para a camada ionosférica em frequências variáveis entre 1 e 25 MHz;
b) Instrumento ótico como fotômetro do tipo "*all-sky*" que detecta passagem de bolhas de plasma quando há variações bruscas na intensidade de emissões de luminescência atmosférica que tem origem na região F;
c) Foguete com sensores para medidas de densidade eletrônica como sonda de Langmuir e sonda capacitiva de alta frequência.

A sonda de Langmuir consiste de um pequeno eletrodo, no interior do plasma, e com a aplicação de uma tensão determina-se a densidade e temperatura do plasma a partir dos sinais I-V (corrente e tensão), denominados curva característica da sonda de Langmuir (KAMINISHIKAWAHARA, 2004). A Figura 2.24 apresenta uma curva característica I-V da sonda de Langmuir simples, com variação da corrente na sonda em função do potencial aplicado na sonda. As seguintes regiões podem ser identificadas: região A – região da corrente de

saturação eletrônica; região B – região de transição; e região C – região da corrente de saturação iônica. O potencial de plasma é indicado por V_p, e o potencial flutuante pelo V_f.

Figura 2.24 - Curva característica I-V da carga útil: Sonda de Langmuir.



Fonte: Kaminishikawahara (2004).

O picossatélite a ser utilizado no estudo de caso, Tancredo-1, deverá embarcar uma sonda de Langmuir, da Divisão de Aeronomia do INPE, como carga útil científica que fará medidas (*in loco*) ao longo da órbita. Essas medidas ajudarão a investigar o mecanismo de geração de bolhas de plasma, medir a densidade de elétrons e a distribuição espectral das irregularidades do plasma.

2.3.3 Missões Anteriores com Sondas de Langmuir Embarcadas

Alguns experimentos com sondas de Langmuir foram embarcados ou estão previstos como, por exemplo, nos *CubeSats* abaixo:

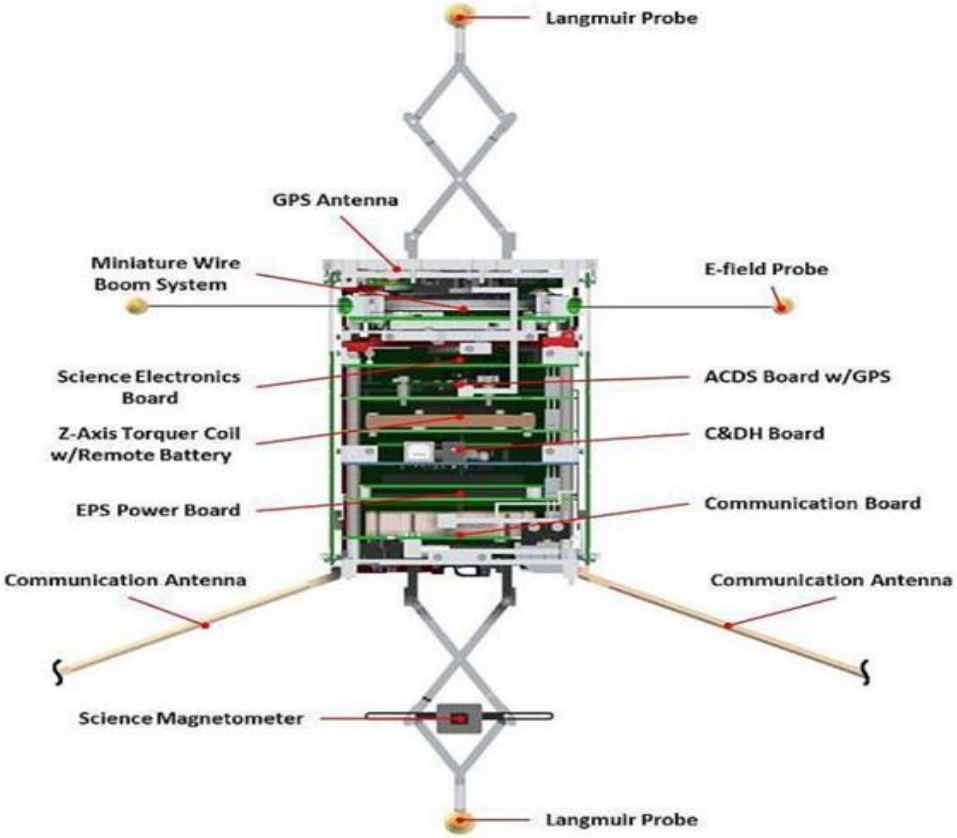
a) DICE (*Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment*) (CROWLEY et al., 2011);
b) SORTIE (*Scintillation Observations and Response of the Ionosphere to Electrodynamics*) (COSMIAC, 2016);

c) PICASSO (*PICosatellite for Atmospheric and Space Science Observations*) (RANVIER et al., 2013).

A missão DICE[21] consiste de dois idênticos *CubeSats* 1,5U de propriedade da DICE Consortium e iniciou suas operações em 2011 com o objetivo de estudar tempestades geomagnéticas e realizar medidas de densidade de plasma através de sondas de Langmuir.

A Figura 2.25 apresenta o *CubeSat* com seus elementos em detalhes como as sondas de Langmuir situadas nas partes superior e inferior da plataforma.

Figura 2.25 – O *CubeSat* DICE com sonda de Langmuir.

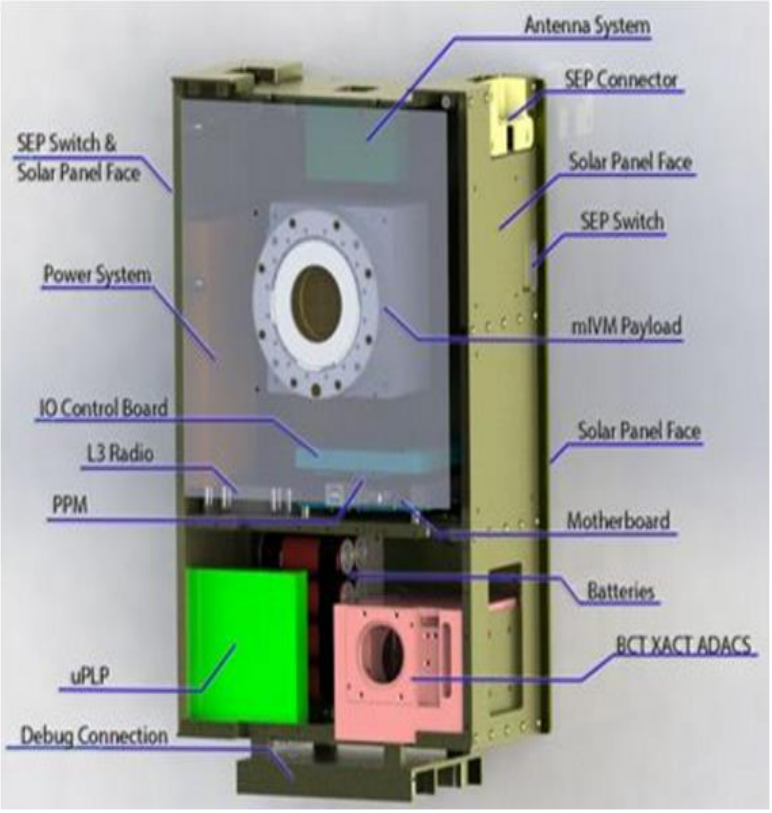


Fonte: DICE (2016).

[21] Disponível em: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dice>. Acesso em: 05 maio 2016.

O SORTIE é um *CubeSat* 6U do grupo COSMIAC da University of New Mexico e apresenta uma carga útil científica composta de dois instrumentos: (1) Medidor de velocidade do íon para medição da direção dos fluxos ionosféricos; (2) Sonda de Langmuir micro planar para medidas de densidades ionosféricas na região F. O seu lançamento está previsto para 2017. A Figura 2.26 apresenta o *CubeSat* SORTIE.

Figura 2.26 – O *CubeSat* 6-U SORTIE com experimento Sonda de Langmuir.

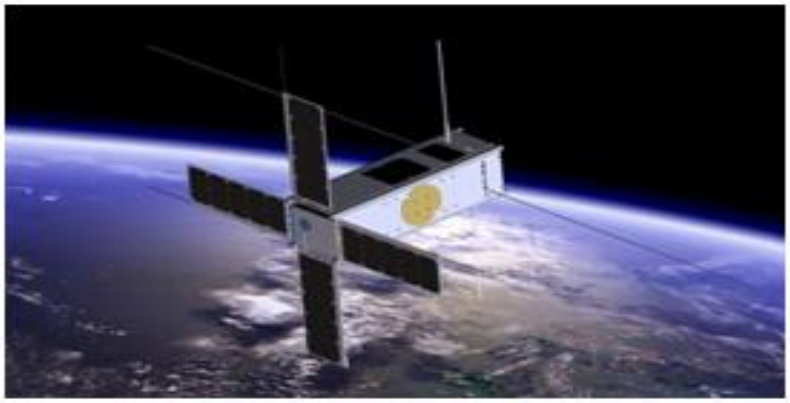


Fonte: COSMIAC (2016).

O PICASSO é um *CubeSat* 3U da ESA com lançamento em 2016 e tem como missão: (1) Medir a distribuição do ozônio na estratosfera; (2) Medir temperaturas na Mesosfera; (3) Medir a densidade de elétrons na ionosfera.

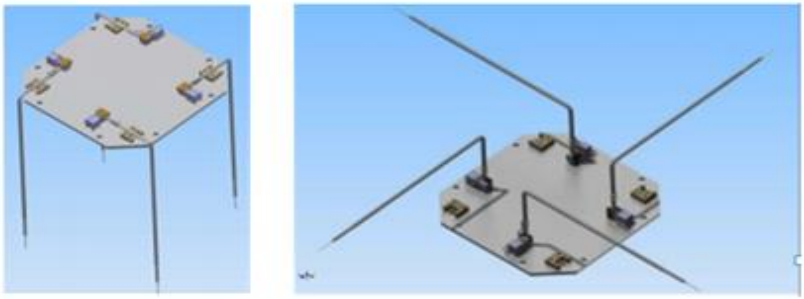
Para medidas ionosféricas, será utilizada uma sonda de Langmuir denominada m-NLP[22] (*multi-needle Langmuir probe*). A Figura 2.27 apresenta o *CubeSat* PICASSO e a Figura 2.28 apresenta a sonda m-NLP em seus dois modos: repouso (à esquerda) e operacional (à direita).

Figura 2.27 - Ilustração do *CubeSat* PICASSO.



Fonte: QB50[23] (2016).

Figura 2.28 - Posições da Sonda de Langmuir m-NLP na missão PICASSO.



Fonte: QB50.

[22] Disponível em: <https://www.qb50.eu/download/workshop/workshop5th/5_5thQB50WS-ScienceUnits_and_Sensors.pdf>. Acesso em: 29 abr. 2016.

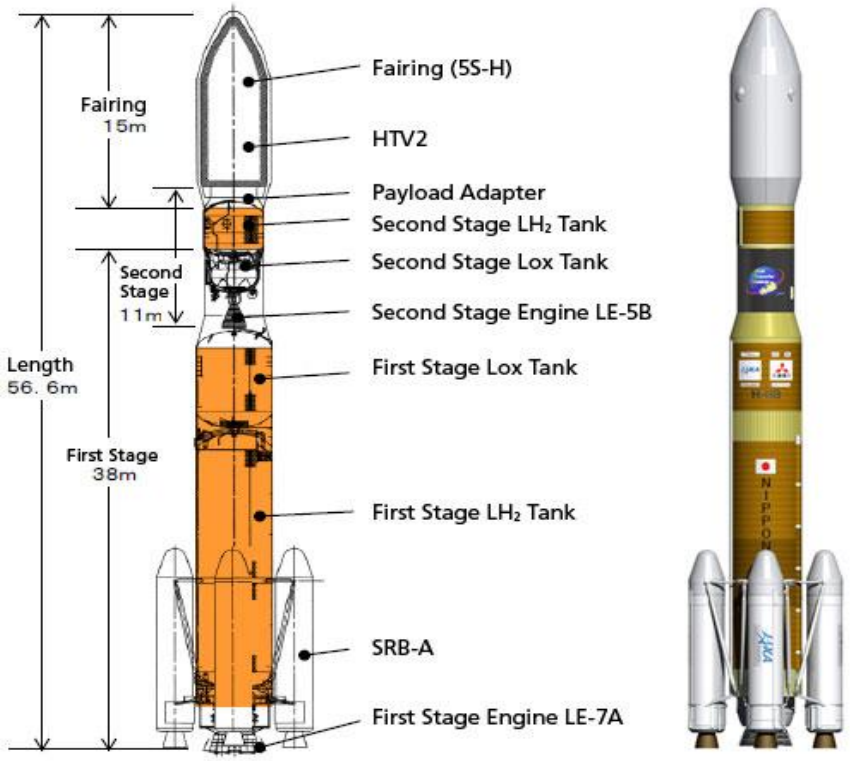
[23] Disponível em: <https://www.qb50.eu/download/workshop/workshop5th/5_5thQB50WS-ScienceUnits_and_Sensors.pdf>. Acesso em: 30 abr. 2016.

2.4. **Lançadores para Estação Espacial Internacional**

A Estação Espacial Internacional (ISS) tem-se tornado uma alternativa de lançamentos de satélites miniaturizados e, desta forma, os mesmos necessitam ser levados até a ISS. Os satélites miniaturizados são levados em naves que são colocadas em órbitas para serem acopladas à ISS e seus principais lançadores são descritos nos parágrafos seguintes.

O H-IIB é um sistema projetado pela JAXA e Mitsubish Heavy Industries para lançamento de Veículos de Transferência HTV para a Estação Espacial Internacional a partir do Tanegashima Space Center no Japão (JAXA, 2016). A Figura 2.29 ilustra os foguetes da série H-II.

Figura 2.29 – Veículo lançador H-IIB em detalhes.



Fonte: JAXA (2016).

O H-IIB é um foguete de dois estágios, onde o primeiro estágio utiliza oxigênio e hidrogênio líquido como propelentes, com quatro foguetes aceleradores de combustível sólidos que utilizam polibutadieno como propelente (JAXA, 2016).

O primeiro lançamento do H-IIB, ocorreu com sucesso em 2009, com HTV-1 para reabastecimento da ISS. Em Agosto de 2015, o lançamento do H-IIB levou os *CubeSats* SERPENS, S-CUBE, Flock-2b, GOMX-3 e AAUSAT5 para a ISS a bordo do HTV-5 (JAXA, 2016).

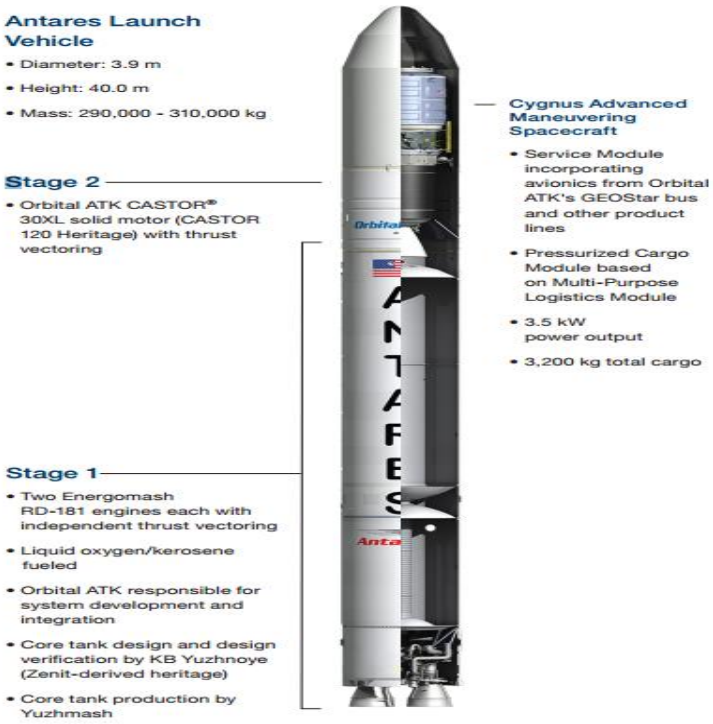
O Falcon-9 é um foguete da empresa SpaceX de dois estágios para colocação de satélites e da cápsula Dragon em órbita. Em 2012 foi a primeira vez que uma empresa comercial conseguiu acoplar o seu veículo espacial à ISS (SPACEX, 2016). A Figura 2.30 mostra o Falcon 9 com os seus motores de propulsão e a cápsula Dragon projetada para transporte de carga para reabastecimento da ISS (SPACEX, 2016).

Figura 2.30 - Falcon 9 com o satélite Dragon e a distribuição dos motores do primeiro estágio.

Fonte: SpaceX (2016).

O Antares é um foguete da Orbital ATK[24] utilizado para lançamento da nave não tripulada Cygnus para reabastecimento da ISS (ORBITAL ATK, 2016), ambos mostrados na Figura 2.31. O foguete Antares foi projetado para conduzir cargas úteis de até 5.000 kg em órbitas LEO tendo 40,5m de altura, 3,9m de diâmetro e pesando 240 toneladas.

Figura 2.31 - O foguete Antares da Orbital ATK e sua nave robótica Cygnus.



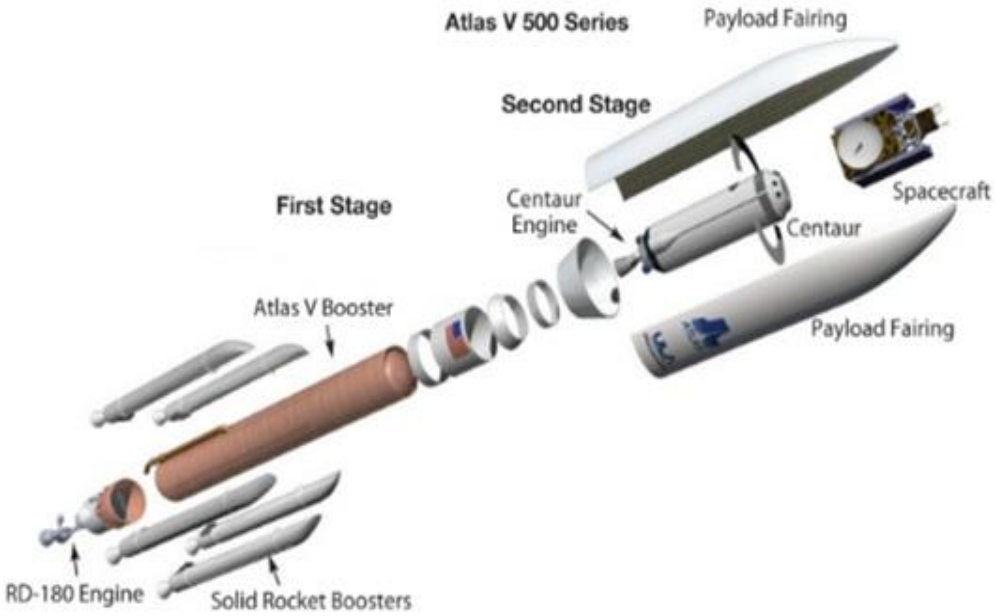
Fonte: Orbital ATK (2016).

A Cygnus é uma espaçonave de suprimentos não tripulada desenvolvida pela *Orbital Sciences Corporation* como parte do programa *Commercial Orbital Transportation Services* (COTS) da NASA.

[24] Disponível em: <http://www.orbitalatk.com/space-systems/human-space-advanced-systems/commercial-resupply-services/docs/FS003_08_OA_5033_CRS.pdf#search="antares>. Acesso em: 29 abr. 2016.

Finalmente o Atlas V, Figura 2.32, é um veículo de lançamento descartável, ainda em atividade da família de foguetes Atlas. Ele foi operado primeiramente pela Lockheed Martin e atualmente é operado pela *joint venture* Lockheed Martin-Boeing e United Launch Alliance (ULA, 2016).

Figura 2.32 - Detalhes do foguete Atlas V.



Fonte: ULA (2016).

2.5. **Conceito de Reengenharia**

O termo “reengenharia” dentro do domínio de Engenharia de Sistemas Espaciais não é comumente utilizado apesar de ser frequentemente empregado. Entretanto o termo ocorre em outros domínios como na área de Inteligência de Negócios, por exemplo, como:

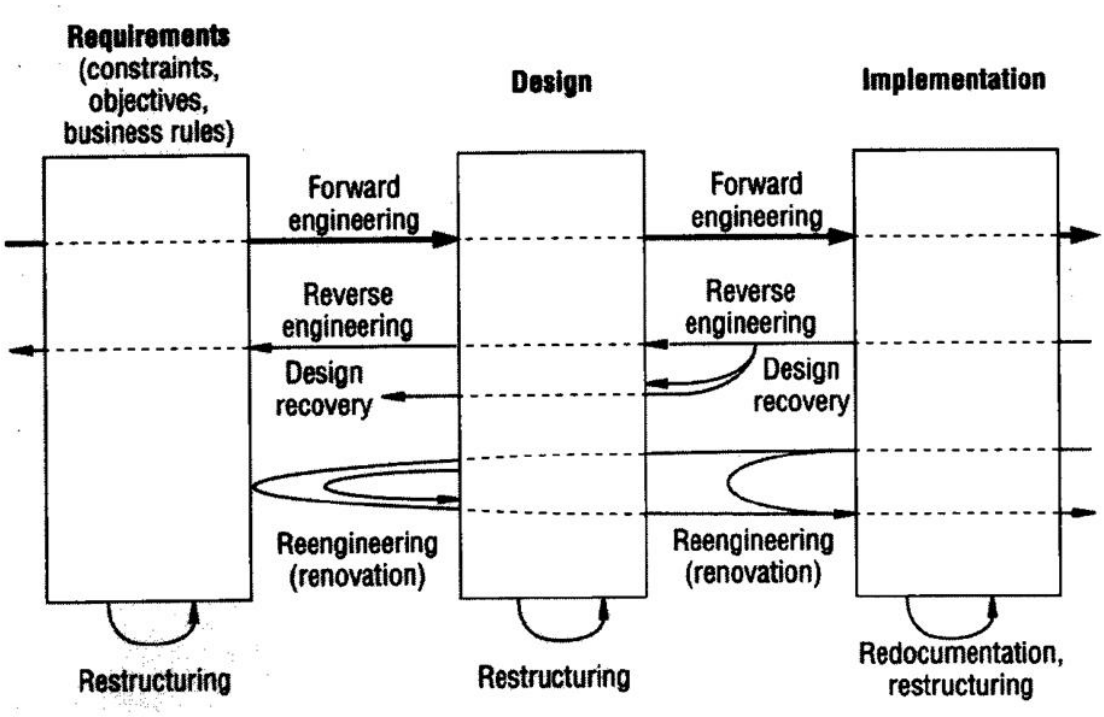
> “*Reengenharia é o repensar fundamental e projeto radical de processos de negócios visando obter melhorias consideráveis nas atuais métricas de desempenho tais como*

custo, qualidade, serviço e velocidade" (HAMMER E CHAMPY, 1993).

Segundo Chikofsky e Cross (1990), o termo "reengenharia" também é usado em outras áreas como a de Engenharia de Software e contextualizado na Figura 2.33 onde se definem as interações existentes entre os três estágios do ciclo de vida de um projeto com níveis distintos de abstração, a saber: Requisitos, Design e Implementação. Neste domínio, a seguinte definição é extraída:

> "*Reengenharia é o exame e alteração de um sistema para reconstituí-lo em nova forma e a implementação desta nova forma*." (CHIKOFSKY E CROSS, 1990).

Figura 2.33 – Relação entre os diversos termos ancilares à reengenharia.



Fonte: Chikofsky e Cross (1990).

Segundo Chikofsky e Cross (1990), a engenharia direta é o processo tradicional de se mover a partir de abstrações e lógica de alto nível para a implementação

física de um sistema. Por sua vez, a engenharia reversa é o processo de análise de um aspecto de um sistema para se identificar os componentes ou inter-relações desse sistema ou criar representações do sistema em outra forma ou nível mais alto de abstração. Engenharia reversa possui duas sub-áreas: redocumentação e recuperação de design (design *recovery*). Ainda segundo Chikofsky e Cross (1990), a redocumentação é a criação ou revisão de representações semanticamente equivalentes dentro de um mesmo nível de abstração. A recuperação de design é um subconjunto da Engenharia reversa no qual conhecimento de domínio, informação externa ou raciocínio dedutivo são adicionados às observações de um sistema para se identificar abstrações de mais alto nível.

A reestruturação é a transformação de uma representação em outra em mesmo nível de abstração, mas mantendo seu comportamento funcional. Como pode ser observado na Figura 2.33, as reestruturações não geram mudanças no nível de abstração (CHIKOFSKY; CROSS, 1990).

Finalmente, a reengenharia reconstitui um sistema em uma nova forma e o implementa em seguida. Geralmente, a reengenharia inclui alguma forma de engenharia reversa e, em seguida, alguma forma de engenharia direta ou reestruturação. Isto pode incluir modificações com relação a novos requisitos não satisfeitos no sistema original (CHIKOFSKY; CROSS, 1990).

Considerando-se as definições apresentadas, verifica-se que a reengenharia tem como origem um sistema pronto, diferenciando-se, dessa forma, de um novo desenvolvimento (engenharia direta) que se inicia a partir da especificação do sistema que ainda será construído.

Atualmente diversos paradigmas da área de Engenharia de Sistemas são advindos, ou mesmo, estendidos de conceitos surgidos na área de Engenharia de Software como o conceito de Engenharia de Sistemas Dirigida por Modelos (do inglês, *Model-Driven Systems Engineering*) (BOCCIARELLI, 2014).

Finalmente, se considera a definição de Engenharia de Sistemas constante no Padrão 1220-1994 do IEEE (1995) como sendo:

> "… *abordagem colaborativa interdisciplinar para derivar, desenvolver e verificar uma solução balanceada do sistema ao longo do ciclo de vida, que satisfaça às expectativas dos stakeholders e atenda a aceitação pública*" (IEEE, 1995).

3 PROPOSIÇÃO DE UMA METODOLOGIA PARA REENGENHARIA DE SISTEMAS ESPACIAIS

Neste capítulo será exposta a metodologia para guiar um processo de reengenharia de sistemas a ser aplicado no estudo de caso do capítulo 4 deste trabalho.

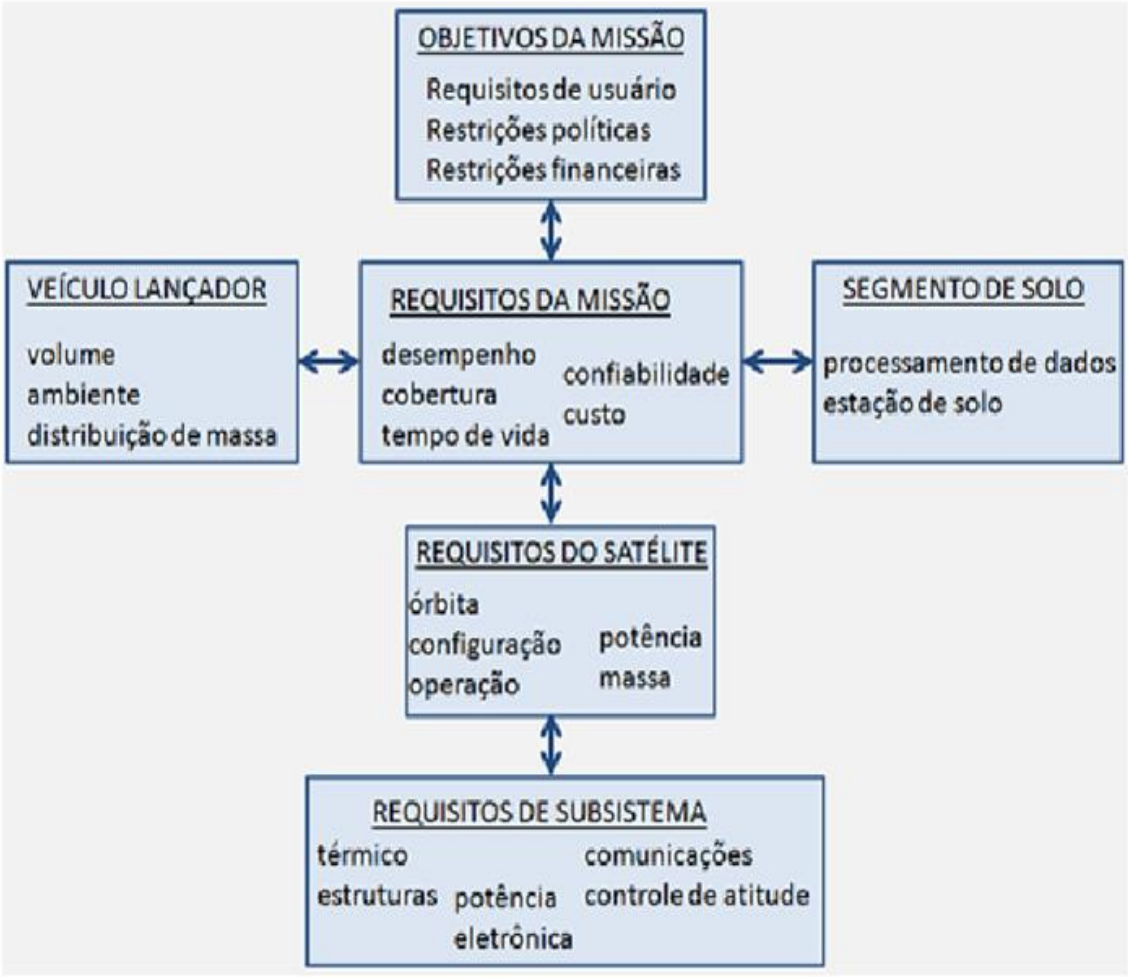
De acordo com as definições anteriores apresentadas na seção 2.5 do capítulo anterior, este trabalho fornece o significado do que seja a "**Reengenharia de Sistemas Espaciais**" adaptadas a este contexto como sendo: "*uma abordagem colaborativa interdisciplinar de se examinar e alterar um sistema espacial anterior de forma a reconstituí-lo em uma nova solução balanceada ao longo do ciclo de vida e a implementação desta nova solução mediante derivação, interação, desenvolvimento e verificação satisfazendo às novas expectativas dos stakeholders com novos requisitos e atendendo a aceitação pública*".

3.1. O Processo de Design de Satélites

O processo que será utilizado para a fase de design de satélites é iterativo, pois diversos ciclos de engenharia são necessários até que se obtenha uma arquitetura de sistema espacial que atenda minimamente o propósito da missão em vista (WERTZ et al., 2011).

A Figura 3.1, embora não sendo estritamente reengenharia, mostra como requisitos de missão acabam influenciando diversos aspectos da arquitetura de sistemas de um satélite bem como possíveis realimentações da arquitetura na própria missão quando sua viabilidade de escopo necessita ser revista.

Figura 3.1 – Inter-relação entre requisitos e a arquitetura de sistema espacial.

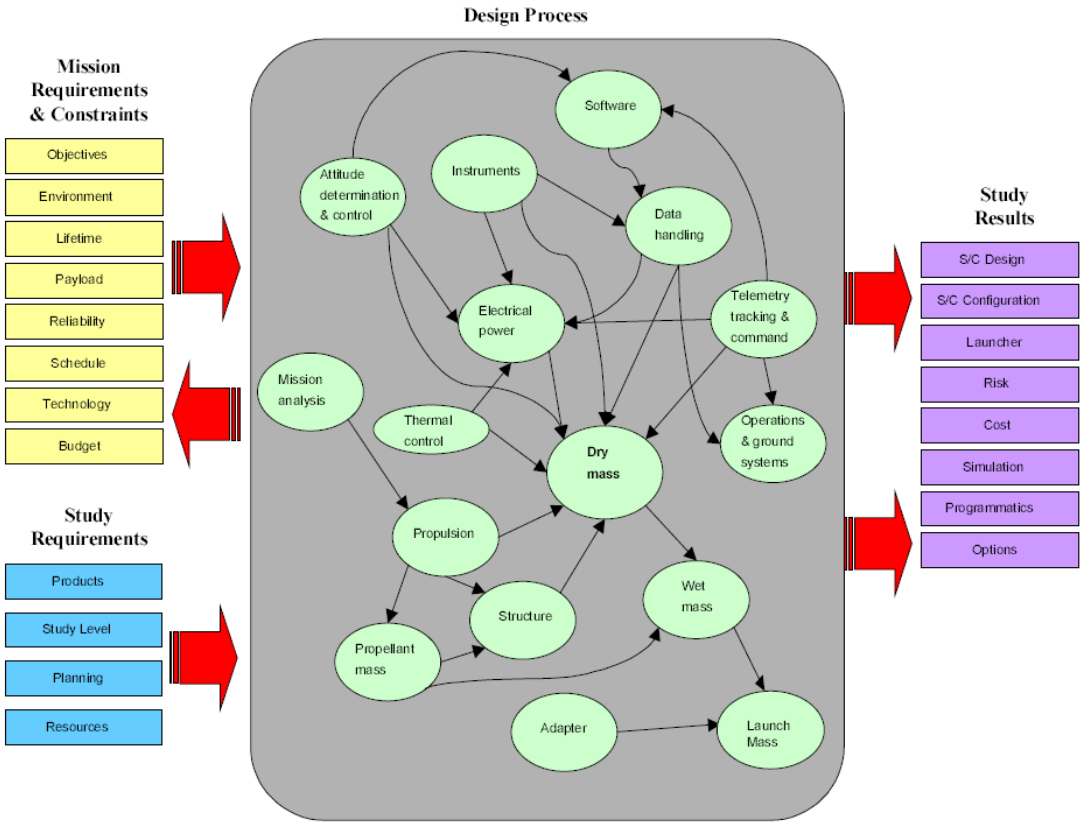


Fonte: Adaptada de Wertz et al. (2011).

Uma visão mais detalhada do processo iterativo de design de missão e satélite é ilustrada na Figura 3.2 onde se destaca um modelo conceitual com certo grau de acoplamento e precedência entre as soluções dos diversos subsistemas e como isto se relaciona com requisitos e restrições da missão espacial bem como os resultados de estudos desse design. Isso implica, segundo Bandecchi et al. (1999), que a definição e evolução de cada componente tem um impacto sobre outros componentes e um estudo prévio de impacto de mudanças é essencial para

assegurar que os processos iterativos de design convergem para uma solução otimizada.

Figura 3.2 – Modelo Conceitual do processo de design da missão e satélite.



Fonte: Bandecchi et al. (1999).

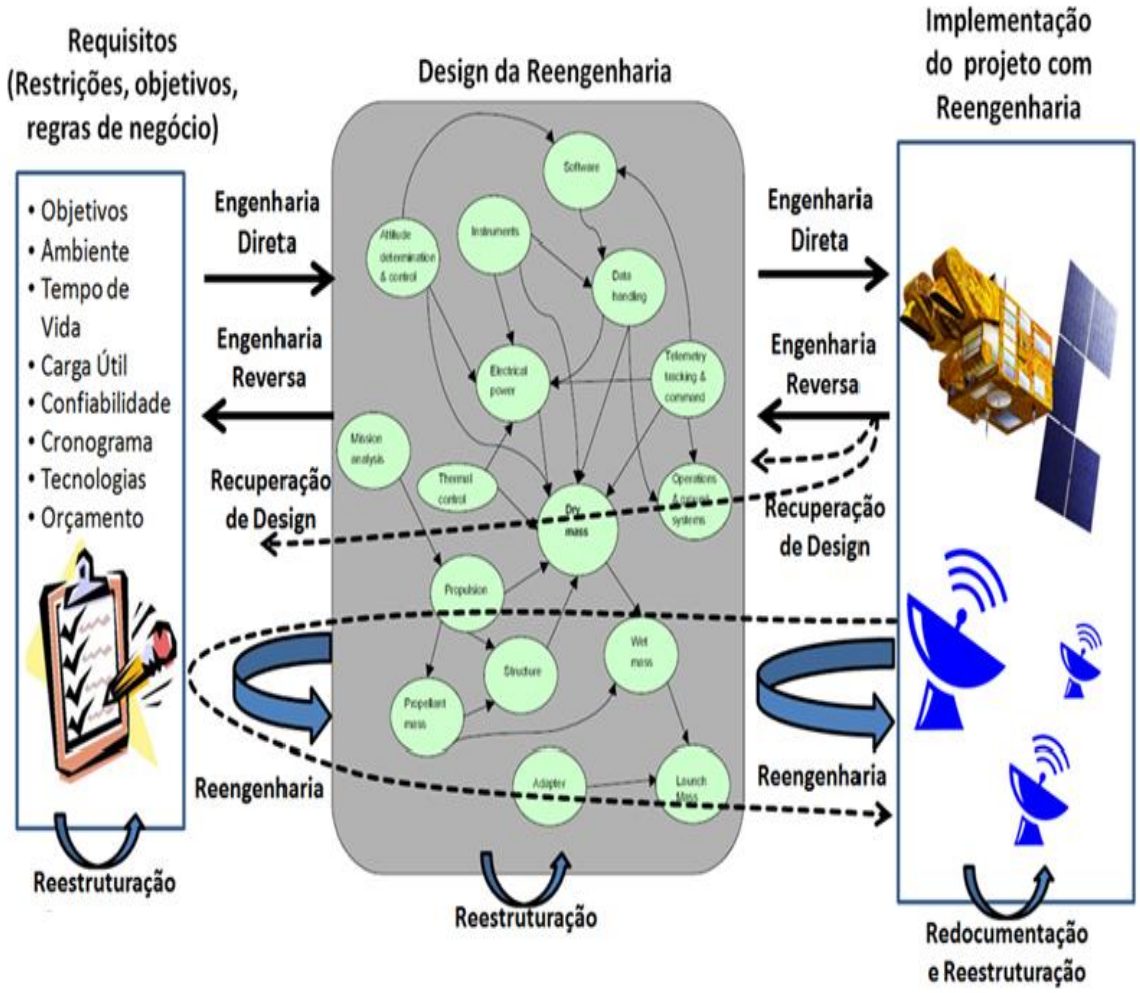
Esta mecânica de iterações será também utilizada na definição da metodologia proposta a seguir.

3.2. **Metodologia Proposta para Reengenharia de Sistemas Espaciais**

A derivação da metodologia para reengenharia de sistemas espaciais é baseada essencialmente nas referências (CHIKOFSKY; CROSS, 1990) e (HAMMER; CHAMPY, 1993), ambas advindas de domínios onde o conceito de reengenharia já está consolidado.

A metodologia proposta (extensão das diferentes reengenharias) é iterativa, pois passa por vários ciclos de engenharia direta, reversa, reestruturação e reengenharia como mostrado na Figura 3.3 e utiliza os diversos relacionamentos entre os termos ancilares ao conceito de reengenharia segundo em Chikofsky e Cross (1990). Na fase de design mostram-se as interdependências entre os diversos subsistemas a serem projetados e qual seu sequenciamento. Isto implica que a definição e desenvolvimento de cada componente tem um impacto sobre outros componentes e qualquer mudança poderá propagar através do sistema (BANDECCHI et al., 1999).

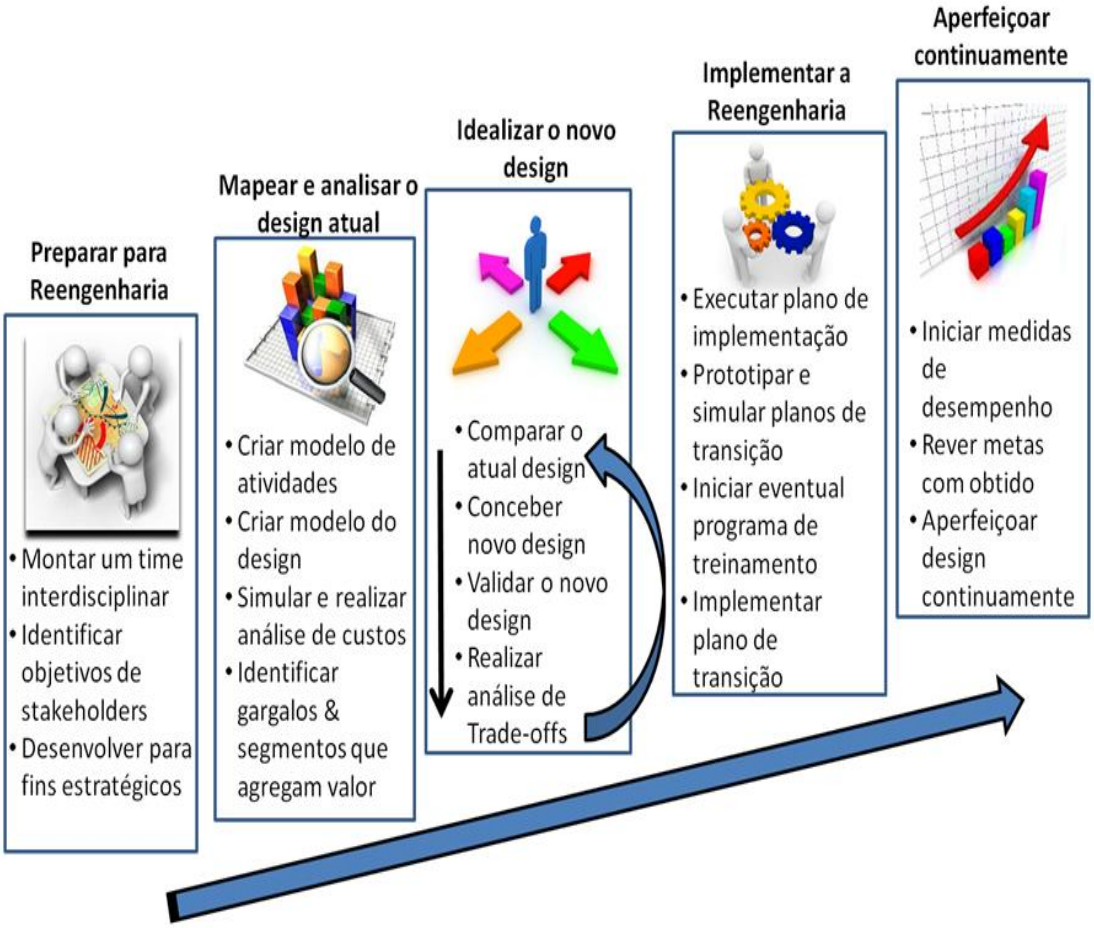
Figura 3.3 – Metodologia de Reengenharia para sistemas espaciais.



Fonte: Produção do autor.

A metodologia de reengenharia de sistemas espaciais se concretiza mediante uma série de iterações com cinco atividades básicas detalhadas na Figura 3.4 e sendo executadas como citadas em Hammer e Champy (1993), sumariamente listadas como: (a) Preparar-se para reengenharia; (b) Mapear e analisar o design atual; (c) Idealizar o novo design; (d) Implementar a reengenharia; (e) Melhorar continuamente no tempo disponível. Estas atividades são repetidas para cada subsistema do satélite em reengenharia até que um design efetivo, completo e estável seja obtido dentro do espaço de tempo e custo que se tem disponível.

Figura 3.4 – Passo-a-Passo de atividades na metodologia de reengenharia.



Fonte: Adaptada de Hammer e Champy (1993).

Quando da aplicação da metodologia proposta de reengenharia, ela poderá sofrer adaptações dependendo do escopo de cada tipo de projeto, seu custo e seu tempo limite de entrega. No estudo de caso veremos um projeto de um picossatélite com limitantes em custo e tempo de entrega que demandará processos de reestruturação, engenharia direta, engenharia reversa (incluindo redocumentação e recuperação de design) e reengenharia. O processo ou processos de reengenharia a serem utilizados na realização de um sistema serão definidos de acordo com os conceitos da metodologia proposta e resumidos fundamentalmente a seguir:

a) Engenharia direta, quando um novo desenvolvimento se inicia a partir da especificação de um sistema que ainda será construído;
b) Engenharia reversa, quando é necessário analisar um sistema para identificar os seus componentes e inter-relacionamentos, e criar representações do sistema em outra forma ou em nível de abstração maior;
c) Recuperação de design, quando é necessário identificar abstrações de nível maior de um sistema através de combinações de métodos (como documentações, experiência pessoal, conhecimento geral do problema, etc.) para completo entendimento do sistema: O que faz? Por que faz? Como faz?
d) Redocumentação, quando se deseja recuperar a documentação de um sistema através da criação ou revisão de representação equivalente semanticamente dentro do mesmo nível de abstração;

e) Reestruturação, quando visa à melhoria de um sistema sem alterar o seu comportamento externo através da transformação de uma representação para outra, no mesmo nível de abstração;

f) Reengenharia, quando um sistema é examinado e alterado para ser reconstituído e implementado em uma nova forma com possível inclusão de novos requisitos não atendidos originalmente.

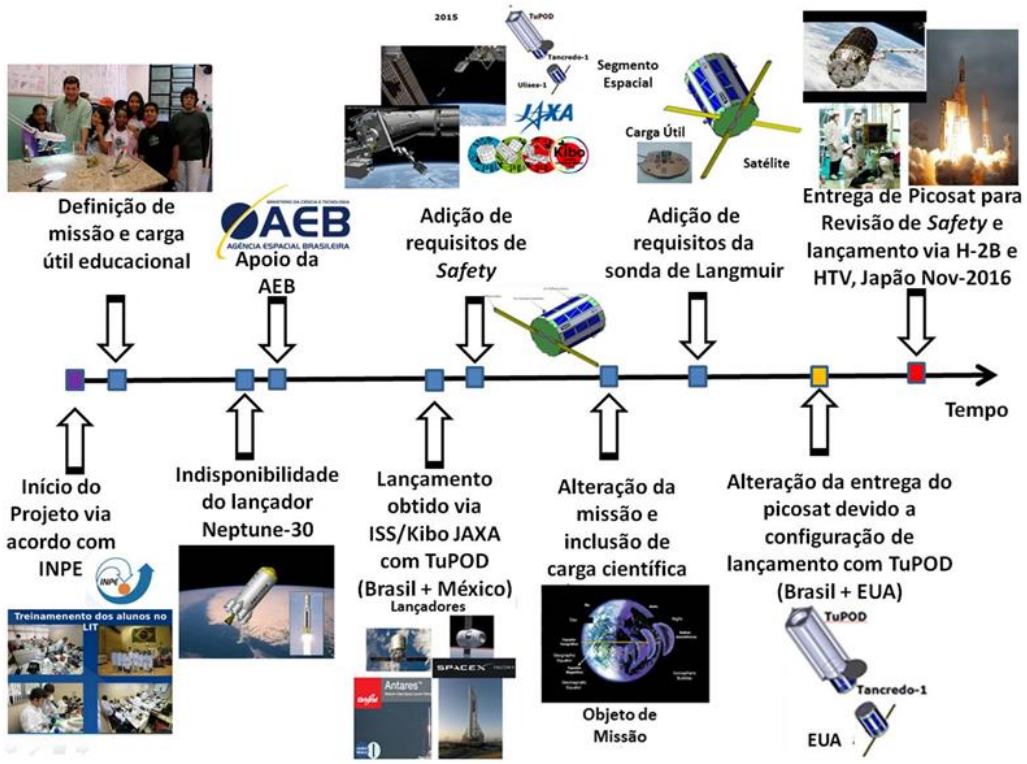
4 ESTUDO DE CASO - REENGENHARIA DE UM PICOSSATÉLITE

Este capítulo aplica a metodologia proposta no capítulo 3 onde o objeto de estudo de caso é picossatélite Tancredo-1 do Projeto UbatubaSat (Dos-Santos et al., 2010). Aqui são abordados basicamente os temas: adaptação e aplicação da metodologia de reengenharia ao contexto exigido face aos eventos de mudança de escopo deste projeto e sua subsequente implementação.

4.1. Eventos e Mudanças de Escopo da Missão Espacial

Cada projeto é sujeito às vezes a certo grau de alterações de escopo. No caso do projeto UbatubaSat, a Figura 4.1 lista a sequência cronológica dos eventos, descritos em seguida, que implicaram em mudanças de escopo do referido projeto.

Figura 4.1 – Cronologia de eventos para mudança de escopo no Projeto UbatubaSat.



Fonte: Produção do autor.

As principais mudanças de escopo da missão espacial são listadas abaixo:

a) Mudança de Missão: Inicialmente, estritamente educacional com uma carga útil de gravador de voz, passou a uma missão dual com fins educacionais e científicos, com a inclusão da sonda de Langmuir do grupo DAE/INPE;
b) Mudanças de Lançador: Inicialmente era Neptune-30, com seu atraso na entrega, AEB junto com a Gauss/CalPoly, respectivamente brokers para o lançamento e TuPOD, fornecem lançamento via lançadores e naves americanas de transferência de carga para ISS, Cygnus da Antares ou Dragon da Space-X. Finalmente, houve a desistência da equipe mexicana que também voaria neste lançamento. A Gauss opta por incluir um picosat americano (OSNSat) utilizando lançador japonês via H-IIB e carga para ISS com nave Kounotori (HTV-6);
c) Mudanças de Requisitos: (1) A plataforma original era de baixa qualidade gerando novos requisitos em confiabilidade cablagem, inclusão de deslizador Teflon, chaves de Inibição, etc.; (2) Além disso, pelo segmento de lançador foram introduzidos requisitos de segurança (safety) inexistentes até o momento exigindo alteração em diversos itens (software de bordo, bateria e circuitos de proteção, AIT).
d) Mudança de *StakeHolders*: (1) Inicialmente tinha-se a escola Tancredo Neves; (2) Em seguida houve o ingresso da AEB como copromotora do lançamento; (3) Inclusão da ISS/Kibo e JAXA/JAMSS que inclui requisitos de safety e interfaces com a Gauss / CalPoly; (4) A divisão DAE/INPE incorpora uma sonda de Langmuir; (5) Para o uso da faixa de frequência, as entidades reguladoras ANATEL, IARU e ITU foram contatadas.

Chegamos ao final do projeto com uma lista de pelo menos 11 *stakeholders*: {Escola Tancredo Neves, seus estudantes, AEB, ISS/Kibo e JAXA/JAMSS, Gauss, CalPoly, DAE/INPE, ANATEL, IARU e ITU }.

4.2. **Adaptação da Metodologia de Reengenharia de Sistemas Espaciais**

A adaptação do picossatélite demandará uma Reengenharia de Sistemas Espaciais além de novos circuitos eletrônicos. Neste cenário, diversas considerações devem ser lidadas para que a migração ocorra de maneira segura e ordenada respeitando os diversos aspectos de Engenharia de Sistemas Espaciais, alguns aqui listados:

a) Reformulação do layout das Placas de Circuito Impresso (PCBs) para os novos requisitos de qualidade e segurança física;
b) AIT na nova estrutura;
c) Verificação de aspectos relativos a balanços de potência e RF, layout de painel solar;
d) Adaptação da Carga Útil do UbatubaSat (Gravador de Voz) e protocolo de bordo para que possa aceitar novas mensagens via telecomando;
e) Aspectos de interface com lançadores para a ISS e campanha de lançamento;
f) Estudo de uma potencial missão de interesse ao INPE com essa nova plataforma de picossatélites;
g) Estudo de Inclusão de Telecomandos e Telemetria.

O resumo da aplicação da metodologia de reengenharia proposta no projeto UbatubaSat é apresentado na Tabela 4.1. Na primeira coluna temos as principais atividades do projeto e nas demais colunas, os processos da metodologia. As

justificativas dos processos utilizados nas atividades descritas na Tabela 4.1 são apresentadas na próxima seção.

Tabela 4.1 – Adaptação da metodologia de reengenharia de sistemas espaciais para atividades do Projeto UbatubaSat.

Processo / Atividades	Eng. Direta	Eng. Reversa	Recuper.Design	Reestrut.	Redoc.	Reeng.
Missão do picossatélite						✓
Arquitetura Elétrica		✓	✓	✓	✓	✓
Subsistema de Potência		✓	✓	✓	✓	✓
Subsistema Comunicações		✓	✓	✓	✓	
Subsistema Computador de Bordo		✓	✓	✓	✓	✓
Subsistema Estrutura	✓	✓	✓	✓		✓
Subsistema Controle Térmico	✓					✓
Carga Útil Educacional	✓					
Carga Útil Científica	✓					
Software de Bordo	✓					
Software de Solo	✓					

(continua)

Tabela 4.1 – Conclusão.

Processo / Atividades	Eng. Direta	Eng. Reversa	Recuper. de Design	Reestrut.	Redoc.	Reeng.
Aquis. Compon. Manufatura de PCBs	✓					✓
Regulação de Frequência	✓					
Handover-JAXA	✓					
Segmento Solo	✓					
Mock-Up Picosat & Estação Terrena	✓					✓
Gestão de Projetos	✓					

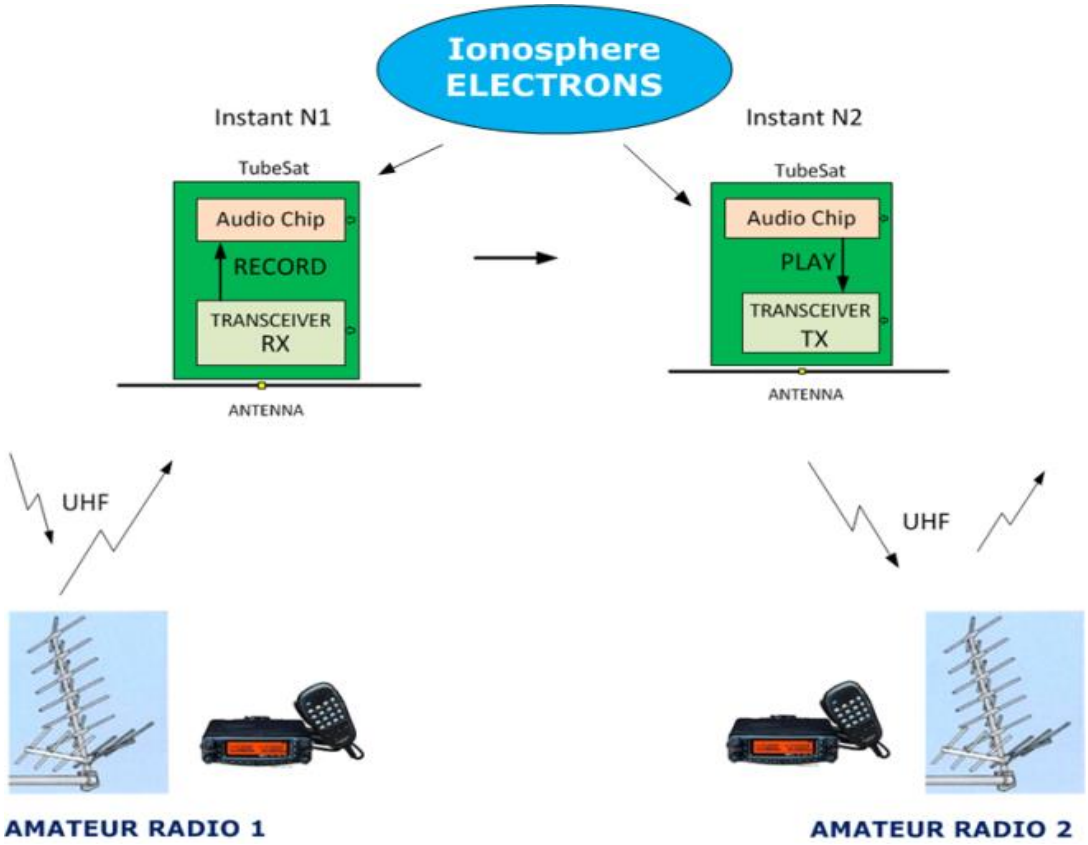
Fonte: Produção do autor.

4.3. **Reengenharia da Missão Espacial**

Com as diversas mudanças apresentadas com *stakeholders*, lançamento e objetivos da missão, foi adotado de acordo com a metodologia proposta, o processo de Reengenharia para a redefinição da missão espacial, conforme assinalado na Tabela 4.1, visto que a missão foi alterada com inclusão de novos requisitos não presentes originalmente. Para tanto foram reelaborados o Diagrama de Conceito da Missão (CONOPs) bem como a Arquitetura da Missão Espacial, respectivamente Figuras 4.2 e 4.3, incorporando todas as mudanças relevantes de escopo do projeto.

A missão científica basicamente tem como objeto bolhas de plasma em seu ambiente final da ionosfera. Entretanto, como a plataforma será lançada a partir do módulo japonês da ISS, Kibo, isto poderá implicar num tempo de armazenamento no seu interior donde requisitos de segurança física (*safety*) afetarão os subsistemas de computação de bordo, potência e comunicações.

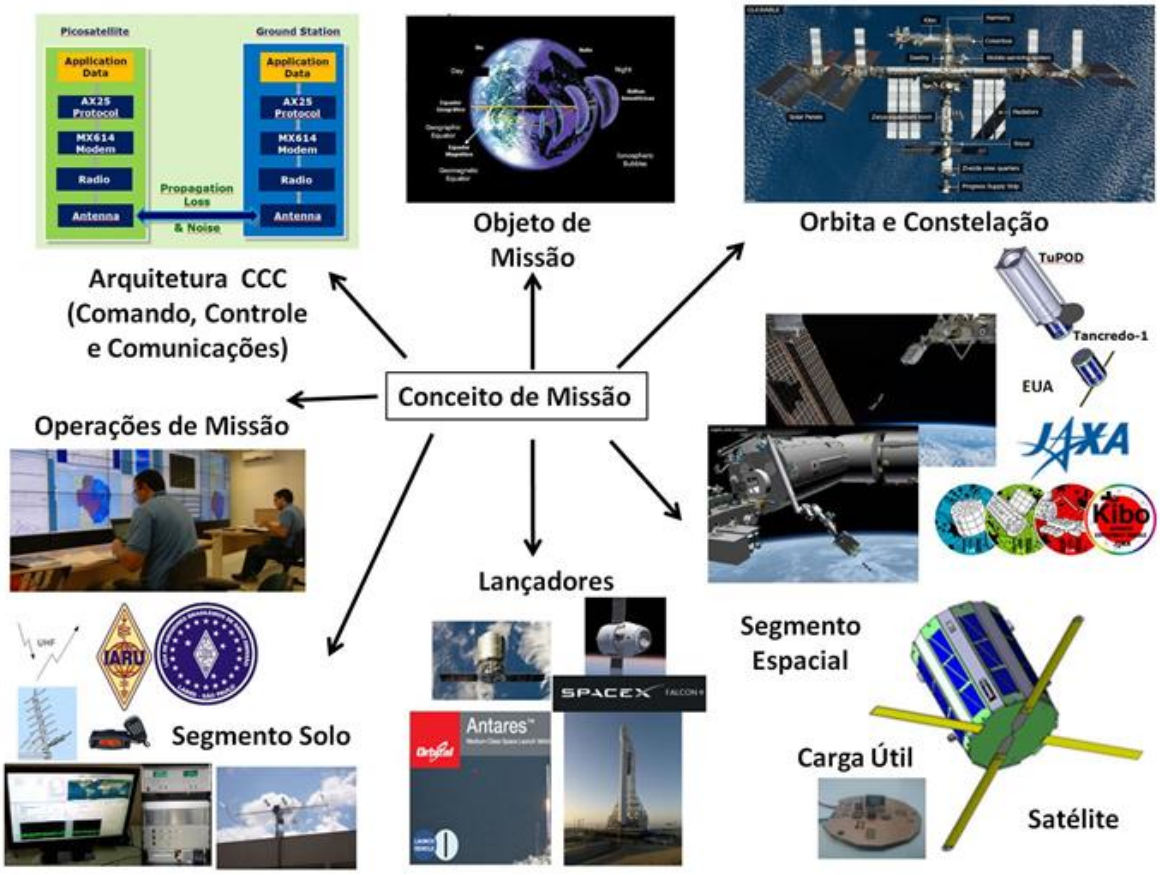
Figura 4.2 - Diagrama conceitual de operações do picossatélite Tancredo-1.



Fonte: Produção do autor

Os *stakeholders* educacionais requerem a utilização de um gravador e transmissor de MP3 como carga útil educacional e também atende à comunidade de Radioamador, que demanda um retorno devido ao uso de UHF na faixa dedicada a estes. Estes aspectos são sumariamente ilustrados na Figura 4.3 com a Arquitetura da Missão Espacial mínima que atenda aos requisitos da missão final do picossatélite.

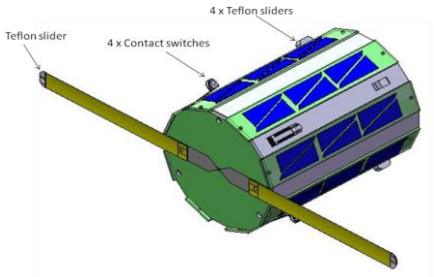
Figura 4.3 - Reengenharia na Arquitetura da Missão Espacial do Tancredo-1.



Fonte: Produção do autor.

Cabe ressaltar que houve uma configuração intermediária do picossatélite, mostrada na Figura 4.4, a título de informação de como a mudança de escopo alterou a configuração externa do picossatélite.

Figura 4.4 - Estrutura Mecânica para uma versão anterior do Tancredo-1.



Fonte: Teixeira (2014).

4.3.1. Reengenharia da Arquitetura Elétrica

De acordo com a metodologia proposta, os processos envolvidos nas atividades são:

a) Reengenharia, devido à renovação da arquitetura com a inclusão de novos requisitos como facilitar AIT, inclusão da nova missão, etc.;
b) Engenharia reversa, em razão da análise do sistema implementado em topologia estrela e a criação da representação de uma nova arquitetura em nova topologia;
c) Recuperação de design, em razão da necessidade do completo entendimento de inter-relacionamentos, principalmente devido aos problemas de interligação entre os subsistemas computador de bordo e potência;
d) Reestruturação, devido à melhoria da arquitetura elétrica sem alteração do comportamento externo e com transformação de uma representação (topologia estrela) para outra (nova topologia) com mesmo nível de abstração;
e) Redocumentação, devido à necessidade de registrar a nova arquitetura elétrica decorrente das alterações realizadas.

O desenvolvimento da arquitetura elétrica passou por diversas alterações devido aos requisitos de confiabilidade pelos *stakeholders* para que o projeto final acomodasse todas as restrições e requisitos derivados.

O apêndice A.1 apresenta as atividades realizadas de reengenharia de arquitetura elétrica com mudanças de topologia estrela para linear com incorporação de novos requisitos para AIT e missão científica. A nova arquitetura elétrica é

apresentada com a definição de todos os sinais com suas interligações entre os subsistemas. E também são apresentadas as novas placas padrões, reprojetadas com conectores de barramento, e o empacotamento destas na nova estrutura.

4.3.2. Reengenharia do Subsistema de Potência

O subsistema de potência (EPS) é o responsável por gerar energia elétrica a partir dos painéis solares, armazenar esta energia em bateria e distribuir de forma regulada para os todos os subsistemas do picossatélite incluindo cargas úteis.

A reengenharia deste subsistema usará os seguintes processos: Reengenharia, Engenharia Reversa, Recuperação de Design, Reestruturação e Redocumentação. Basicamente, isto é necessário por ser um subsistema que tem interface com todos os outros e ser vital para a missão sendo foco de vários requisitos. As justificativas para utilização desses processos da metodologia proposta são apresentadas a seguir:

a) A Reengenharia será utilizada no subsistema de potência devido à sua renovação com a inclusão de novos requisitos, principalmente relacionados à segurança, não atendidos no subsistema original. O subsistema será reprojetado, de acordo com na nova estrutura de topologia com barramento linear, com a inserção de novos componentes eletrônicos de proteção da bateria;
b) A Engenharia Reversa será utilizada em razão da análise do subsistema original implementado para criação de uma nova versão com nova disposição de componentes para utilização na nova estrutura de topologia com barramento linear;

c) A Recuperação de Design será utilizada devido à interface do subsistema de potência com todos os outros subsistemas demandando conhecimento completo sobre balanços de energia de todo o sistema espacial;
d) A Reestruturação será utilizada para melhoria do subsistema de potência sem alteração do comportamento externo, mas com nova representação (conector de barramento) de mesmo nível de abstração da representação atual (diversos conectores de interligação);
e) A Redocumentação será utilizada para registrar o novo subsistema decorrente das alterações realizadas.

O apêndice A.2 apresenta as atividades realizadas de reengenharia do subsistema de potência com incorporação de novos requisitos, originalmente inexistentes, devido à utilização da ISS. Neste sentido foram realizadas adaptações no subsistema com a inclusão do conector de barramento e componentes de proteção exigidos.

4.3.3. Reengenharia do Subsistema de Comunicações

Os processos envolvidos da metodologia proposta de reengenharia para o subsistema de comunicações são:

a) Engenharia Reversa, em razão da análise do subsistema implementado utilizando topologia estrela para criação da representação em nova topologia (linear);
b) Recuperação de Design, em razão do completo entendimento de inter-relacionamentos com outros subsistemas;

c) Reestruturação, devido à melhoria do subsistema sem alteração de comportamento e com inserção de conector de barramento para ser utilizado na nova topologia de arquitetura com maior confiabilidade;
d) Redocumentação, devido à necessidade de registrar o subsistema reestruturado.

O apêndice A.3 apresenta as atividades realizadas da metodologia de reengenharia do subsistema de comunicações, principalmente através do processo de reestruturação, com incorporação do conector de barramento. São apresentados os conceitos e os sumários dos enlaces de descida e subida para o picossatélite. Também um método de programação de frequência de operação do transceptor é apresentado.

4.3.4. Reengenharia do Subsistema de Computador de Bordo

A reengenharia deste subsistema segue o mesmo padrão das estratégias adotadas para o subsistema de potência por possuir interface com todos os outros subsistemas gerando alto acoplamento de requisitos. Desta forma, serão utilizadas as seguintes estratégias:

a) Reengenharia, devido à renovação da arquitetura com a inclusão de novos requisitos como facilitar AIT, nova missão, etc.;
b) Engenharia reversa, em razão da análise do sistema implementado em topologia estrela e a criação da representação de uma nova arquitetura em nova topologia;
c) Recuperação de Design, em razão da necessidade do completo entendimento de inter-relacionamentos, principalmente devido aos

problemas de interligação entre os subsistemas computador de bordo e potência;

d) Reestruturação, devido à melhoria da arquitetura sem alteração do comportamento externo e com transformação de uma representação (topologia estrela) para outra (nova topologia) com mesmo nível de abstração;

e) Redocumentação, devido à necessidade de registrar a nova versão do subsistema.

O Computador de bordo é o subsistema responsável por manter o sistema espacial funcionando num modo de operação pré-estabelecido. Ele realiza o monitoramento, controle, interfaceamento e processamento de dados de outros subsistemas e de cargas úteis.

O apêndice A.4 apresenta as atividades realizadas de reengenharia do subsistema computador de bordo com incorporação de novos requisitos facilitando montagem, integração e testes. O problema apresentado na integração do computador de bordo de não carregamento de programas e, portanto de desenvolvimento de software do computador de bordo é apresentado assim como a solução obtida. Também são abordados os processos de aquisição de dados dos painéis solares, geração do sinal AFSK e inclusão do sensor de temperatura.

4.3.5. Reengenharia do Subsistema de Estrutura

O subsistema de estrutura sofreu diversas alterações para atender os requisitos oriundos de mudanças de escopo. Assim a reengenharia deste subsistema usará os seguintes processos da metodologia proposta: Reengenharia, Engenharia

Reversa, Recuperação de Design, Reestruturação e Redocumentação. As justificativas para utilização desses processos são apresentadas a seguir:

a) A Reengenharia será utilizada devido à sua renovação com suporte à nova arquitetura elétrica com a inclusão de componentes como barramento linear de dados no lugar de cablagens, para melhoria de confiabilidade do sistema espacial, e componentes relacionados à segurança como chaves de inibição, para atender os requisitos não cumpridos no subsistema original;
b) A Engenharia Reversa será utilizada em razão da análise do subsistema original implementado para criação de uma nova versão com nova disposição e inclusão de novos componentes como chaves extras de inibição de potência, discos de teflon para facilitar ejeção, película de poliamida para ajudar na proteção térmica e barramento linear para suporte a PCBs;
c) A Recuperação de Design será utilizada devido à interface do subsistema de estrutura com todos os outros subsistemas demandando conhecimento completo sobre os elementos da arquitetura do sistema espacial;
d) A Reestruturação será utilizada para melhoria do subsistema de estrutura sem alteração do comportamento externo, mas com nova representação (chaves de inibição e teflons de deslizamento) de mesmo nível de abstração da representação original (formato hexadecagonal);
e) A Redocumentação será utilizada para registrar o novo subsistema decorrente das alterações realizadas.

O objetivo do subsistema de estrutura é fornecer uma estrutura robusta e modular permitindo a integração dos demais subsistemas do picossatélite de forma a

atender os requisitos advindos do uso com ejetor e fase de lançamento. Portanto, entre outras atribuições, a estrutura deve permitir a fixação, ajustes de abertura das chaves do subsistema de potência e contribuir para o controle térmico.

O apêndice A.5 as atividades realizadas de reengenharia do Subsistema de Estrutura com a descrição das chaves de inibição, dos discos de teflon e concepção de um dispositivo *Remove Before Flight* para manter o sistema espacial desligado.

4.3.6. Reengenharia do Subsistema de Controle Térmico

O Subsistema de Controle Térmico foi concebido de acordo com os requisitos tardiamente identificados durante testes de termovácuo e incluídos no escopo da missão. Os processos envolvidos neste subsistema de acordo com a metodologia proposta são definidos a seguir:

a) Reengenharia, devido à renovação do controle térmico de formas: passiva, através de filmes de poliamida encapsulando os componentes críticos para mitigar temperaturas extremas; ativa, através de gerenciamento térmico realizado automaticamente pelo computador de bordo. O projeto inicial apresentava, para o controle térmico, somente o modo passivo com superfícies de alumínio intercalando os painéis solares.
b) Engenharia direta, devido à implantação dos métodos de controle térmico a partir dos requisitos tardiamente surgidos, do conceito de melhoria contínua mencionado no capítulo 3. Isto foi possível devido ao adiamento do lançamento conjunto com o *TubeSat* mexicano e após a realização dos testes de Termovácuo.

O apêndice A.6 apresenta as atividades realizadas de reengenharia do Subsistema de Controle Térmico utilizando os processos mencionados da metodologia proposta.

4.3.7. Reengenharia da Carga Útil Educacional

Para a carga útil educacional, apenas o processo de Engenharia Direta da metodologia proposta foi necessária, pois segue o fluxo tradicional de atividades de definição de requisitos, design e implementação.

A carga útil educacional foi definida pela Escola Tancredo Neves com a utilização de um gravador e transmissor de voz. Em seguida, foi escolhido um circuito integrado que permite a gravação e a sua reprodução por trechos da sua memória interna para atender os objetivos dos alunos e professores de gravar diferentes mensagens.

O apêndice A.7 as atividades realizadas de reengenharia do Subsistema de Carga Útil a partir do chip gravador/reprodutor de áudio escolhido: definição do modo de endereçamento; definição do numero de mensagens e a duração de cada mensagem; definição de regiões de memória para gravação e reprodução; elaboração do projeto com sinais de controle a serem utilizados.

4.3.8. Reengenharia da Carga Útil Científica

Semelhantemente à carga útil educacional, apenas o processo de Engenharia Direta, da metodologia proposta, foi necessária para a carga útil Científica pelas mesmas razões de fluxo tradicional: requisitos, design e implementação.

A inserção da carga útil, a Sonda de Langmuir, em uma estrutura pré-definida demandou um grande esforço de acomodação tanto do lado da plataforma de

picossatélite quanto do lado do grupo de Ionosfera da CEA/INPE. Portanto, foi realizada uma cuidadosa adaptação e reprojetos de placas com restrições, principalmente quanto a possíveis interferências de diversas naturezas como espaços físicos e consumo de energia.

O apêndice A.8 as atividades realizadas de reengenharia do Subsistema de Carga Útil Científica realizadas para atender os requisitos dos *stakeholder*s (Grupo de Aeronomia-INPE) como fornecer tensão regulada de 5 volts e corrente de até 150 mA, adaptar sensor da sonda de Langmuir na estrutura, adquirir dados da sonda de forma periódica.

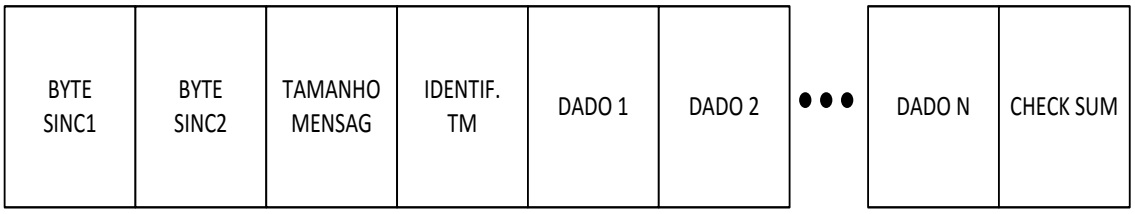
4.3.9. Projeto de Software de Bordo

O software de Bordo foi concebido de acordo com os requisitos de missão apresentado no conceito de operações (CONOPs) descrito no item 4.1. O conceito de reengenharia neste caso formalmente não se aplica, pois se trata de um desenvolvimento em Engenharia Direta: implementação do software de bordo (inexistente) a partir dos requisitos e restrições aplicados aos elementos da missão espacial por diferentes *stakeholders.* Entre os diversos requisitos, podemos destacar, por exemplo, os seguintes: a) o sistema espacial, após a sua ejeção no espaço, deverá aguardar mais de 30 minutos para iniciar qualquer transmissão; b) o sistema espacial deverá interromper a sua transmissão assim que um órgão regulador de frequências solicitar; c) o sistema espacial deverá irradiar periodicamente mensagens pré-gravadas de voz; d) a missão espacial deverá adquirir pelo menos duas amostras de dados ionosféricos por segundo.

O picossatélite deverá transmitir os dados da plataforma e/ou de cargas úteis de forma que possam ser identificados e processados pela estação terrena. Assim foi

definida uma estrutura de quadro de telemetria conforme a Figura 4.5 contendo palavras de sincronismo, dados úteis e código corretor.

Figura 4.5 – Estrutura do quadro de telemetria.



Fonte: Produção do Autor.

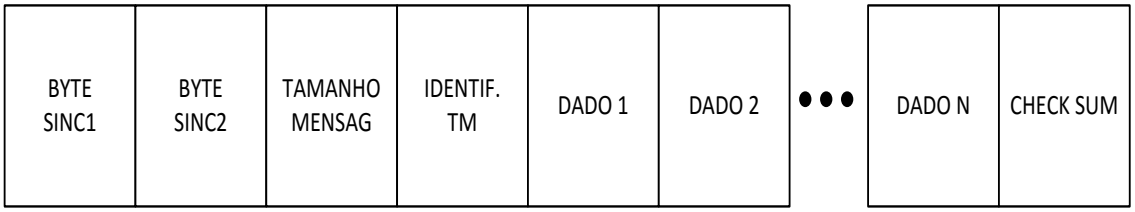
O apêndice A.9 define diferentes tipos de mensagens utilizando a estrutura de quadro de telemetria que podem ser transmitidas pelo sistema espacial e ainda apresenta basicamente os seguintes itens: a) O fluxograma do software de bordo com explicações do seu funcionamento e dos diferentes modos de operações; b) As políticas de gerenciamento de energia e temperatura.

4.3.10. Projeto de Software de Solo

Do mesmo modo que o software de bordo, o software básico do Segmento de Solo foi concebido de acordo com o conceito de operações (CONOPs), descrito no item 4.1. Neste caso, o conceito de reengenharia formalmente não se aplica, pois se trata de um desenvolvimento em Engenharia Direta: implementação do software de solo (inexistente) a partir dos requisitos e restrições aplicados aos elementos da missão espacial por diferentes *stakeholders*. Entre os requisitos principais estão a aquisição de dados de telemetria, tanto de *housekeeping* como de carga útil, e o envio de telecomandos principalmente para interromper a transmissão do sistema espacial.

O picossatélite deverá enviar os dados de telecomando de forma que possa ser identificado e processado pelo sistema espacial. Assim foi definida uma estrutura de quadro de telecomando conforme a Figura 4.6 contendo palavras de sincronismo, dados úteis e código corretor. O apêndice A.10 apresenta as estruturas de mensagens definidas de telecomando e o fluxograma do software de solo com explicações do seu funcionamento.

Figura 4.6 – Estrutura do quadro de telecomando.



Fonte: Produção do Autor.

4.3.11. Processo de Aquisição de Componentes e Manufatura de PCBs

Engenharia direta e reengenharia foram as estratégias adotadas para o processo de aquisição de componentes e manufatura de PCBs. Na montagem das placas foram necessários alguns componentes que tem restrição de vendas para o Brasil. Através de cumprimentos de normas do ITAR foi possível a compra de componentes como painéis solares, baterias, transceptores e controladores.

4.3.12. Regulação de Frequência Junto a ANATEL, IARU, ITU e JSC

Para a autorização de uso de frequência junto a agências reguladoras, o conceito de reengenharia não é aplicável por este demandar apenas a estratégia de Engenharia Direta a partir dos requisitos exigidos por cada organização.

Todo transmissor de rádio com capacidade de operar nos segmentos de frequências alocados ao serviço de radioamador necessita de uma licença de estação (espacial ou de solo) expedida pela Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL). Os regulamentos que regem o serviço de radioamador no Brasil são as resoluções de números 449 e 452 (AMSAT-BR[25]). O processo de coordenação de frequência do picossatélite e da sua estação terrena deve ser realizado para permitir as operações de ondas de rádio frequência.

As entidades a serem contatadas e os principais processos de regulação para coordenação de frequência são descritas no apêndice A.11.

4.3.13. Planejamento para Handover-JAXA

O evento de entrega do picossatélite à autoridade gerenciadora do segmento de lançamento é chamado de *handover* e, tecnicamente, segue o fluxo tradicional de fases de projetos demandando cumprimentos de requisitos via Engenharia Direta.

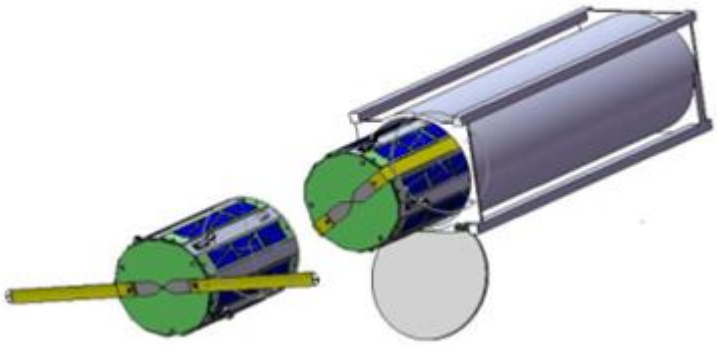
Para a família de satélites *CubeSats,* que tem um padrão cúbico de 10 cm de aresta e massa até 1,33 kg, tem sido utilizado uma interface também padrão com lançadores e satélites miniaturizados chamados de P-POD (*Poly-Picosatellite Orbital Deployer*), um dispositivo utilizado para a colocação de até 3 *CubeSats* em órbita desenvolvido pela *CalPoly*.

Para a família de *TubeSats*, as soluções adotadas basicamente são semelhantes a *CubeSats*, mas internamente em formato cilíndrico permitindo que se usem P-PODs facilmente adaptados para *TubeSats*. Desta forma, foi então desenvolvido

[25] Disponível em: <http://amsat-br.org/>. Acesso em: 05 maio 2016.

o *TuPOD* 3U (*Tubesat Picosatellite Orbital Deployer*) , Figura 4.55, pela *Morehead State University c*om capacidade de lançamento de até dois *TubeSats* em sequência.

Figura 4.7 – O dispositivo ejetor de TubeSats - TuPOD.



Fonte: Teixeira (2014).

Após os testes ambientais e funcionais do Tancredo-1 (e de acordo com a empresa JAMSS/Gauss) deverá ser feita a verificação final da compatibilidade do picossatélite com o dispositivo ejetor *TuPOD* (fitcheck) e ser aprovado na revisão de verificação e aceitação de conformidade dos itens de segurança (*Safety Acceptance Review*).

Antes da entrega final para o lançamento (*handover*), a bateria do picossatélite deve ser carregada pela última vez, até sua liberação em órbita. O picossatélite Tancredo-1 deverá estar desligado por todo o percurso. Um carregador deverá ser disponibilizado para carga da bateria.

Adicionalmente, o procedimento de limpeza do picossatélite deverá ser realizado para remoção de partículas contaminantes e também proceder ao devido empacotamento.

4.3.14. Implementação do Segmento de Solo

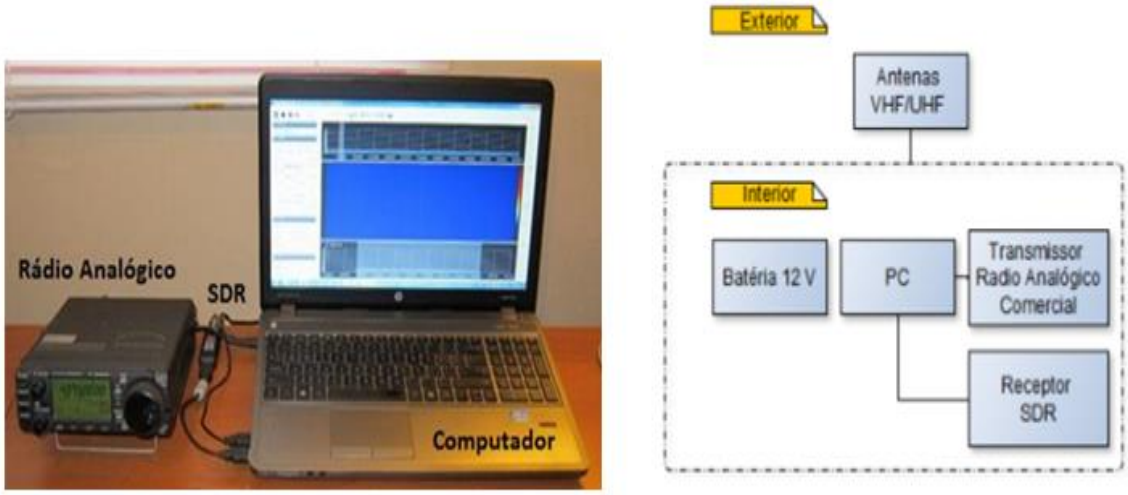
O design do Segmento de Solo segue o fluxo tradicional de requisitos quanto à implementação e neste caso a estratégia indicada é a Engenharia Direta.

A estação terrena do segmento solo do Projeto UbatubaSat está planejada para ser instalada com recursos da AEB na Escola Tancredo Neves em Ubatuba, para operar satélites miniaturizados operando nas faixas UHF e VHF e opcionalmente receber sinais de telemetria em banda S. Assim a estação terrena terá a capacidade de operar além do Tancredo-1 outros satélites operando nas faixas suportadas.

A Estação Terrena de Ubatuba será similar à Estação Terrena do INPE-ITA, com tecnologia SDR (*Software Defined Radio*), alocada no Instituto Tecnológico de Aeronáutica e com os mesmos elementos básicos apresentados na Figura 2.16 na seção 2.2.2, ou seja, internamente a estação deverá possuir um transceptor VHF/UHF, um controlador do rotor da antena, um computador, um *nobreak* e opcionalmente um receptor em banda S. Externamente, a estação deverá possuir proteção contra raios, rotor e suportes para antenas tipo *Yagi*, para as faixas UHF e VHF, e opcionalmente uma parabólica para a banda S.

A Figura 4.8 ilustra uma implantação simples do segmento solo com tecnologia SDR do radioamador Edson Pereira para recepção de satélites de radioamadores.

Figura 4.8 - Estação Terrena SDR de radioamador.



Fonte: Rodriguez (2016).

4.3.15. Planejamento para Picossatélite Mock-Up Educacional e sua Estação Terrena

Um modelo *mock-up* de um satélite é simplesmente um modelo réplica do modelo de voo que é mantido em solo para estudo e/ou validação de planos de voo, por exemplo. A necessidade de provisão de um picossatélite *mock-up* Educacional e sua Estação Terrena foram identificadas como uma negociação na fase final entre *stakeholders* do projeto. Desta forma seus requisitos foram tardiamente identificados após a aprovação nos testes ambientais e incluídos no escopo da missão.

As estratégias adotadas são aplicáveis dentro do conceito de reengenharia de aspectos pré-existentes e um novo desenvolvimento usando Engenharia Direta a partir de requisitos tardiamente definidos.

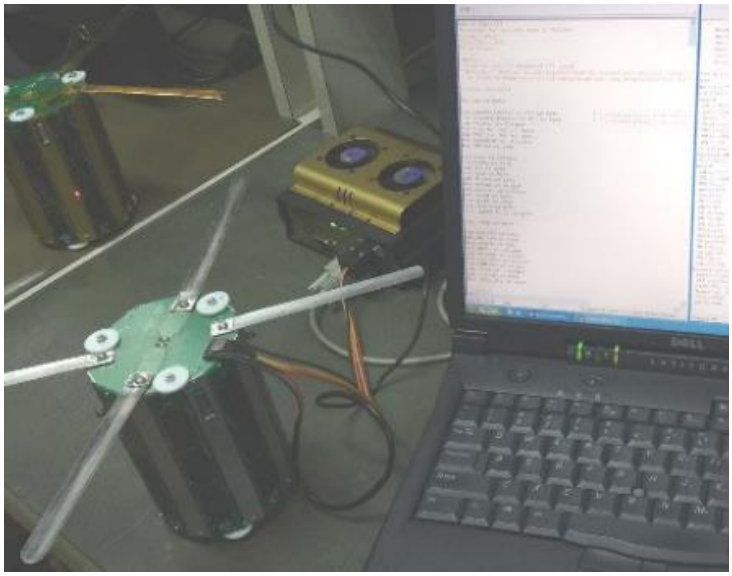
Para a montagem de picossatélite *mock-up* feita pelos alunos da Escola Tancredo Neves, treinamentos avançados de solda devem ser realizados devido a

componentes SMD críticos, principalmente dos subsistemas de energia e computador de bordo.

Foi montado um novo picossatélite para atuar como uma estação terrena de laboratório de forma a se poder receber telemetrias e enviar telecomandos, além de também permitir o desenvolvimento de software, tanto do segmento espacial como de solo. Basicamente, neste esquema usa-se o próprio transponder de bordo do satélite do modelo *mock-up* como um espelho reverso do transponder do modelo de voo.

Esta solução é interessante e mostrado na Figura 4.9, pois se obtém duas funcionalidades em um mesmo artefato, um picossatélite *mock-up* e também uma estação terrena, com decodificação de telemetrias e codificação de telecomandos, para se comunicar com o satélite em voo e mediante comunicação serial de um computador desktop atuando como *front-end* da estação terrena.

Figura 4.9 - Emprego de satélite mock-up como estação terrena e comunicando com modelo de voo.



Fonte: Produção do Autor.

4.3.16. Reengenharia no Estilo de Gestão de Projetos

A maioria da equipe do INPE envolvida no projeto UbatubaSat advém de projetos de grandes satélites com características divergentes de projetos para satélites pequenos. Neste contexto, surge a necessidade de uma reengenharia no estilo de gestão de projetos, pois a dinâmica e o fluxo de trabalho bem como as demandas em tempo são mais frenéticos e menos metódico do que o cenário para projetos formais de satélites maiores.

Neste sentido, as estratégias adotadas foram a Engenharia Direta para novas ações do projeto de picossatélites e Engenharia Reversa para adaptarmos atividades mais tradicionais destes projetos, como AIT, por exemplo.

O apêndice A.12 apresenta o estilo gestão ágil de projetos para gerenciamento do Projeto UbatubaSat.

5 TESTES E RESULTADOS OBTIDOS

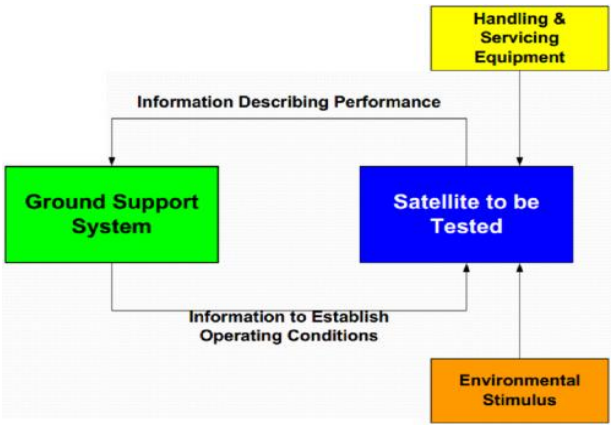
Como mencionado no capítulo 2, o projeto de um satélite é dividido em fases, e a fase de integração e testes, que inclui a montagem dos subsistemas e cargas úteis em um satélite integrado, deve assegurar que o mesmo irá operar apropriadamente no seu meio ambiente no qual deve funcionar.

Neste capítulo são apresentados os testes e os resultados obtidos quanto à reengenharia dos diversos subsistemas e os testes realizados no LIT dentro da especificação na qualificação exigida pela JAXA/NASA.

5.1. Preparativos para AIT-INPE

As atividades de AIT executadas pelo LIT/INPE devem ser auxiliadas por equipamentos mecânicos (MGSE *Mechanical Ground Support Equipment*) e elétricos (EGSE - *Electrical Ground Support Equipment*) conforme ilustra a Figura 5.1. Todos os componentes do EGSE que afetam os equipamentos do sistema espacial serão concebidos de acordo com os padrões aplicados ao hardware espacial.

Figure 5.1 – Diagrama de funcionalidades do sistema de apoio de solo.



Fonte: Coelho (2014).

O MGSE consiste de ferramentas específicas necessárias para operações mecânicas e compreende facilidades mecânicas de apoio, principalmente para realização de testes de um sistema espacial. O item RBF mencionado no capítulo 4 pode ser considerado um dispositivo de MGSE.

O EGSE compreende os equipamentos necessários para monitorar e controlar um sistema espacial durante integração elétrica e teste, em todos os níveis, do equipamento em nível de sistema de acordo com a norma ECSS-E-70 (2008). De acordo com a norma, o EGSE será produzido para elementos do sistema espacial para cada nível de decomposição e alinhado com a filosofia do modelo de projeto. Ele compreenderá equipamentos de testes em nível de equipamento (produto), subsistema e sistema.

Os equipamentos de apoio devem entre outras funcionalidades, estabelecer condições de operação dos subsistemas do satélite, coletar e processar dados do satélite que indicam o seu desempenho em resposta a estímulos ambientais.

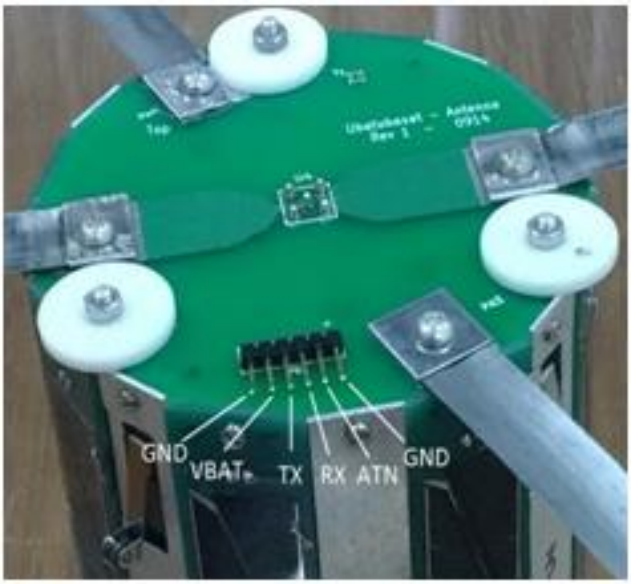
As principais interfaces de entrada do EGSE são: dados de telemetria e pontos de testes com dados de medição; e as interfaces de saída são: telecomandos e dados de estímulos usando sistemas computadorizados separados denominados como equipamentos de verificação especial (SCOE). As interfaces com RF e TT&C do EGSE serão projetadas de acordo com documento de controle de interface solo-espaço (SGICD).

Os testes ambientais (vibração e termovácuo) são os testes essenciais exigidos pelo segmento lançador e para realizá-los, o picossatélite deve estar preparado e permitir a coleta dos dados. Nos testes de vibração, os dados coletados são principalmente referentes aos dados dos acelerômetros, pois o picossatélite é

testado integrado no interior do *TuPOD*. Nos testes térmicos e de alto-vácuo, o picossatélite, no interior da câmara, é testado energizado para poder verificar o seu desempenho.

O computador de bordo apresenta portas de entrada/saída que podem ser conectadas a um computador com o ambiente de desenvolvimento do BasicX para o desenvolvimento de firmware do picossatélite. No projeto de reengenharia, essas portas foram projetadas para ficarem num conector do cabo umbilical no topo da antena pelo lado externo do picossatélite para facilitar a atualização de programas. Adicionalmente, pelo mesmo umbilical, é possível ter acesso aos terminais da bateria para efetuar a sua carga. A Figura 5.2 mostra o conector umbilical com os pinos da bateria (**GND, VBAT**) e de programação (**TX, RX, ATN, GND**).

Figura 5.2 - Conector umbilical de programação e de carga da bateria.



Fonte: Produção do autor.

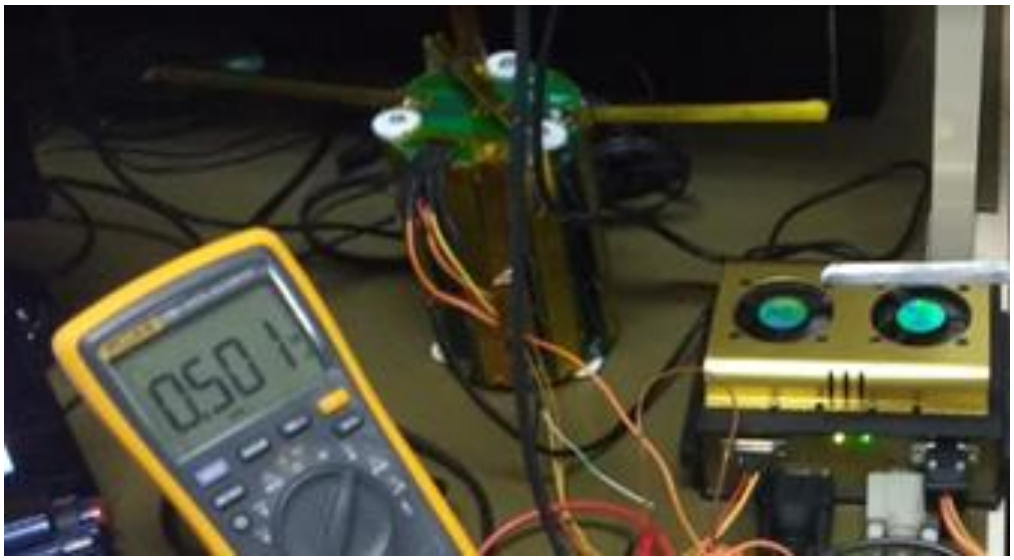
No teste de Termovácuo, termopares são instalados no picossatélite tanto na parte externa de sua estrutura quanto na parte interna em componentes críticos,

como computador de bordo, transceptor e bateria. Desta forma é possível avaliar o comportamento das temperaturas nesses elementos dentro da câmara. Em seguida, os fios de termopares são ligados a um conector duplo de *bypass* localizado na superfície da câmara, sendo um conector com pinos no interior da câmara, e o outro conector oposto, com pinos do lado externo.

Da mesma forma, os pinos com sinais essenciais do computador de bordo para *upload* de programas e monitoração devem ser passados pelo conector de *bypass*. Externamente à câmara, o conector com termopares deve ser ligado a um sistema de aquisição de dados de temperatura. Os pinos dos sinais do computador de bordo do picossatélite devem ser ligados a um computador portátil com software apropriado para avaliação dos dados recebidos.

Finalmente, a Figura 5.3 apresenta o carregador de bateria em uso (corrente de 500 mA) através de acesso via cabo umbilical.

Figura 5.3 - Carregamento da bateria.



Fonte: Produção do autor.

O carregador de bateria foi desenvolvido consistindo de uma fonte de corrente constante de 500 mA adaptada de um carregador de celular com o propósito de manter a bateria carregada antes do *handover.*

5.2. Testes do Subsistema de Potência

Neste subsistema devem ser testados todos os seus circuitos de potência: painéis solares; alimentação da bateria; conversor DC-DC; conversor A/D.

As chaves de inibição, que controlam as tensões dos painéis solares e da bateria, fazem parte do Subsistema de Estrutura, onde estão descritos os seus testes específicos.

A bateria do circuito de alimentação é um componente crítico, não só no aspecto de fornecimento de energia em eclipse como também em termos de segurança física (*safety*), principalmente se o sistema espacial for lançado da ISS. Os planos de testes em nível de qualificação da bateria são apresentados no Apêndice D e o relatório correspondente com resultados nos Anexos A e B.

A Tabela 5.1 apresenta os consumos médios de corrente de subsistemas e de cargas úteis do picossatélite Tancredo-1 alimentado por uma fonte de tensão. A bateria e os painéis solares foram desconectados para esse levantamento de consumo de carga do picossatélite.

Como o consumo de potência do picossatélite depende de seu modo de operação, o ciclo básico de operação (típico) é apresentado segmentado por trechos na Figura 5.4 e os respectivos consumos de carga (mAh) do picossatélite por trechos e total são apresentados na Tabela 5.2 utilizando transmissor a 500 mW e a 100 mW. Esse tipo de informação é importante na inferência da

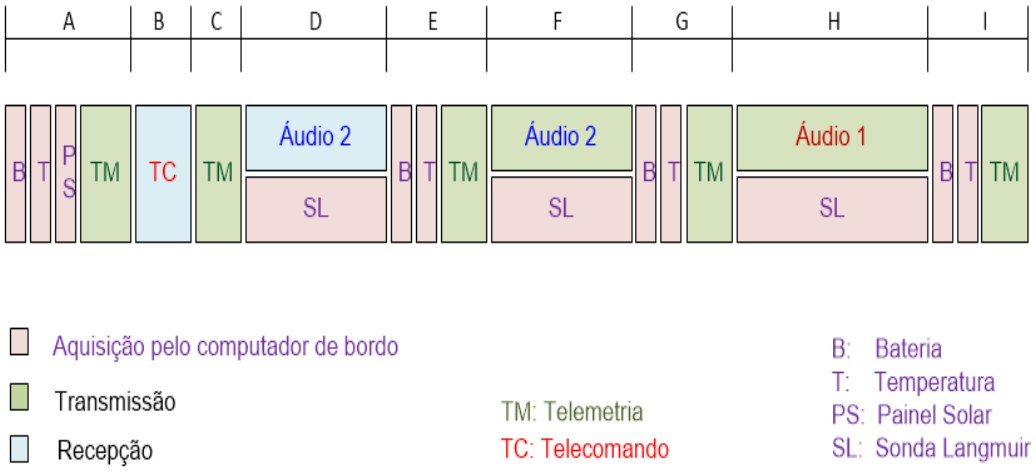
profundidade de descarga da bateria (DOD - *Depth of Discharge*) em situações de eclipse.

Tabela 5.1 – Consumos de corrente dos subsistemas e cargas úteis do picossatélite.

Subsistema/Carga Útil	**Corrente(mA)**
Comunicações	40 (Recepção)
	130 (Transmissão sem amplificador)
	380 (Transmissão com amplificador)
Computador de bordo	100
Carga Útil Educacional	50
Carga Útil Científica	150
Potência	28

Fonte: Produção do autor.

Figura 5.4 – Sequência de atividades do picossatélite num ciclo típico de operação.



Fonte: Produção do Autor.

Tabela 5.2 – Carga consumida pelo picossatélite durante um ciclo básico.

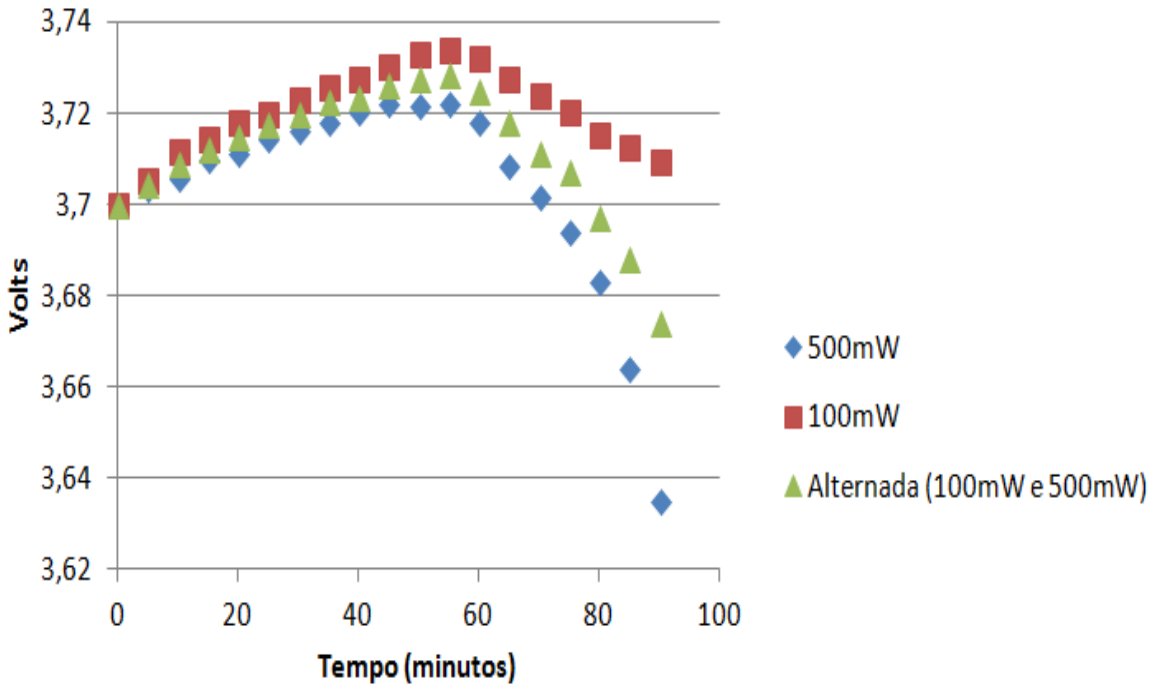
Trecho do ciclo	**A**	**B**	**C**	**D**	**E**	**F**	**G**	**H**	**I**	**Total**
Duração do trecho (s)	0.19	3	0,15	12	0,19	12	0,19	24	0,21	51,9
Consumo em (mAh) utilizando transm. 500mW	0,03	0,17	0,02	1,2	0,04	2,33	0,04	4,67	0,04	8,54
Consumo em (mAh) utilizando transm. 100mW	0,02	0,17	0,01	1,2	0,02	1,5	0,02	3	0,03	5,97

Fonte: Produção do Autor.

Com o picossatélite integrado com todos os subsistemas e cargas úteis, foram realizados os testes de carga e descarga de bateria em laboratório simulando condições de iluminação em órbita com duração aproximada de 90 minutos. Para simular trecho iluminado de uma órbita, o picossatélite foi alimentado com uma fonte de corrente externa de 500 mA (estimativa para 3 painéis solares iluminados simultaneamente) durante 55 minutos; e para simular eclipse, a fonte externa foi desconectada durante 35 minutos.

O picossatélite foi configurado para operar no modo cíclico típico de acordo com a Figura 5.4 e realizado os seguintes testes: a) Transmissão com potência de 100 mW em todos os ciclos; b) Transmissão com potência de 500 mW em todos os ciclos; c) Transmissão de potência de 100 mW e 500 mW de forma alternada a cada ciclo típico. A Figura 5.5 apresenta o resultado dos testes.

Figura 5.5 – Comportamento da tensão média da bateria durante simulação de operação em órbita de acordo com a potência transmitida.



Produção do Autor.

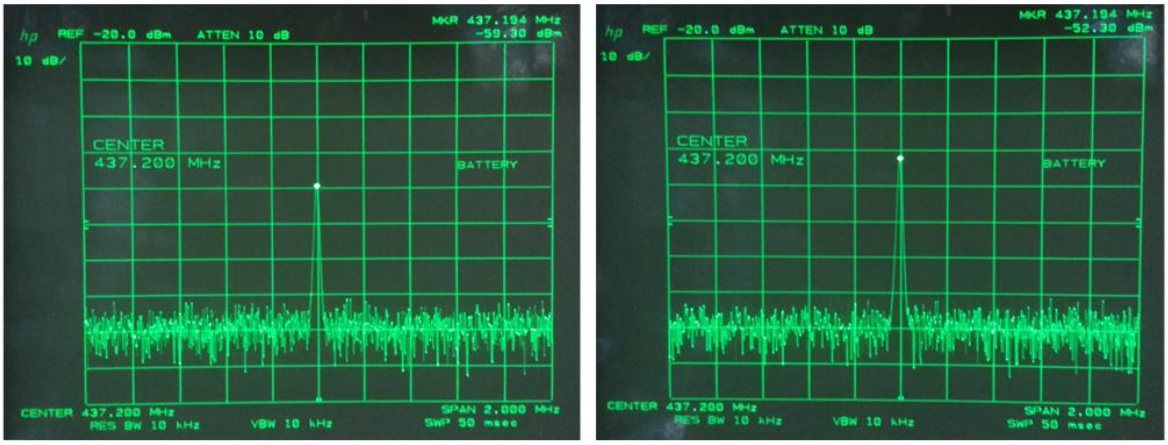
Para testes e calibração do circuito conversor DC/DC do subsistema de potência, foram aplicadas diferentes tensões na sua entrada e realizados os ajustes observando-se a sua resposta através de um osciloscópio.

Os painéis solares tiveram que ser montados com as células solares soldadas cuidadosamente ao manuseá-las, pois elas são lâminas frágeis e oferecem riscos de cortes. O modo mais simples de testar o painel solar, antes da integração na estrutura do picossatélite, consistiu na sua exposição à luz solar medindo-se a tensão nos terminais do painel com um multímetro. Com o picossatélite (totalmente integrado e com o software de bordo instalado) exposto à luz solar, os painéis solares foram verificados através de telemetrias, dos seus dados obtidos do conversor A/D, recebidas pela estação terrena (*mock up*).

5.3. **Testes do Subsistema de Comunicações**

O teste do subsistema de comunicações consiste em verificar de um modo simples suas funcionalidades básicas e essenciais. Para o subsistema, em modo de transmissão, foram observadas as amplitudes dos sinais transmitidos e captados por um analisador de espectros, com frequência central na mesma faixa do transmissor, ou seja, em 437,2 MHz. A Figura 5.6 mostra os resultados para o transmissor operando em 100 mW e 500 mW.

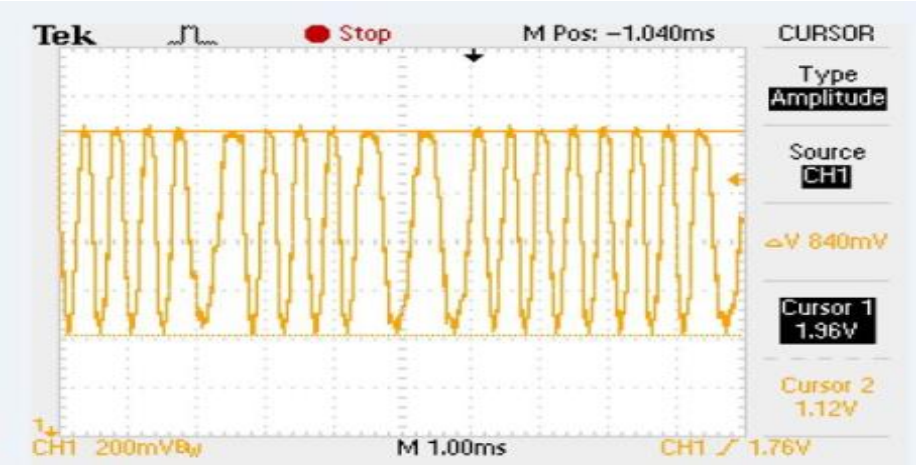
Figura 5.6 - Teste do transmissor a 100 mW e a 500 mW.



Fonte: Produção do Autor.

Para o teste do subsistema de comunicações no modo de recepção, foi utilizado o computador de bordo transmitindo um sinal AFSK conectado na entrada de um modulador FM (Modulador HP 8568B) e irradiado o sinal. Este sinal é apresentado na Figura 5.7 quando o transceptor é configurado como receptor.

Figura 5.7 - Sinal AFSK demodulado pelo transceptor.

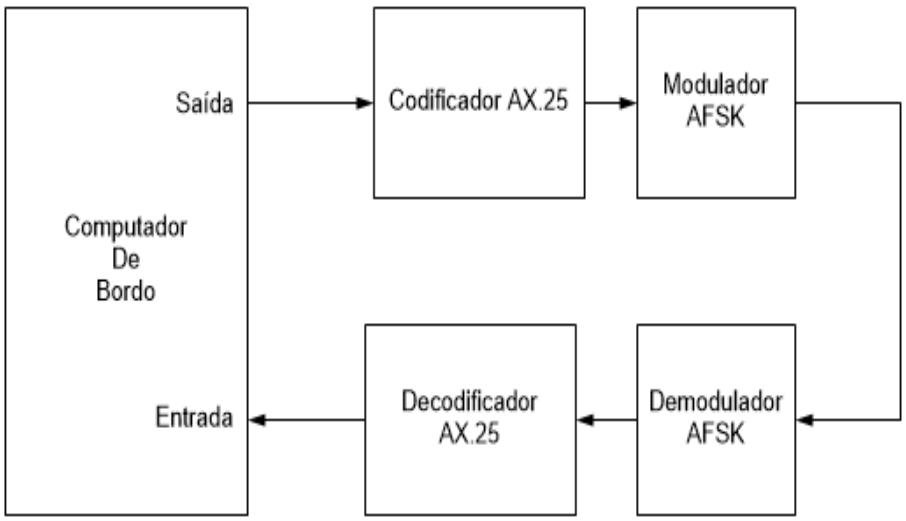


Fonte: Produção do autor.

5.4. Testes do Subsistema de Computador de Bordo

O teste deste subsistema busca verificar de um modo simples as funcionalidades básicas através das cadeias de transmissão e recepção do próprio subsistema em banda básica. Figura 5.8 ilustra os blocos básicos e a realimentação para testes de verificação de funcionamento do subsistema de Computador de Bordo.

Figura 5.8. Teste do subsistema de Computador de Bordo.



Fonte: Produção do autor.

A sequência de dados gerados pela CPU do computador de bordo é codificada em AX.25 e modulada em AFSK, que por sua vez é realimentada na cadeia de recepção para demodulação e decodificação AX.25, em um esquema denominado *loop-back*. Os dados de entrada da CPU são então comparados com os dados enviados. A comparação pode também ser feita observando os sinais de entrada e saída por um osciloscópio.

O computador de bordo apresenta portas de entrada/saída que podem ser conectadas a um computador com o ambiente de desenvolvimento do BasicX para o desenvolvimento de firmware do picossatélite. No projeto de reengenharia, essas portas foram projetadas para ficarem num conector umbilical no topo da antena pelo lado externo do picossatélite para facilitar a atualização de programas. Além disso, pelo mesmo conector umbilical, é possível ter acesso aos terminais da bateria para efetuar a sua carga.

A programação do computador de bordo é feita via interface serial através da conexão do conector da antena do picossatélite com o conector serial RS232C de um computador pessoal (PC). Como as portas de programação do computador de bordo trabalham com níveis 0 e 5 volts, um circuito conversor de nível, utilizando um circuito integrado MAX232, foi desenvolvido para realizar a interface entre o computador de bordo e o PC.

A localização exterior do conector umbilical de programação do picossatélite permite a atualização de firmware e testes, inclusive durante AIT, através de cablagem (*harness*).

A seguir, temos a reprodução da tela do ambiente de desenvolvimento do BasicX com a execução do software de bordo, desenvolvido de acordo com as estruturas

de telemetria e telecomando. Os telecomandos foram enviados do protótipo básico de estação terrena para realização de testes.

```
2016/03/07 11:12:11          ;horário corrente do computador de bordo
Seq:71                       ;sequência do quadro
ARF_CFG=255                  ;configuração atual do picossatélite
REC CFG=2                    ;idem
VBat  = 729 : 3.56305V       ;tensão da bateria
Pw500mw                      ;potência disponível
Temperature = 33.7 C         ;temperatura corrente
SP(1)=0                      ;dados do painel solar de 1 a 8
SP(2)=0
SP(3)=0
SP(4)=0
SP(5)=0
SP(6)=0
SP(7)=0
SP(8)=0
SP_500mW                     ;potência utilizada na transmissão

G<SolarP(65)                 ;transmissão da telemetria dos painéis solares
TM(1)=235                    ;início do quadro Telemetria
TM(2)=144
TM(3)=21                     ;tamanho do quadro

                             ;trecho suprimido
TM(17)=0
cksTM=203                    ;fim do quadro TM

Wait TC …                    ;início da janela de telecomando
TC(1)=235                    ;dados recebidos de TC
TC(2)=144
TC(3)=12
TC(4)=15                     ;identificaçãode TC
TC(5)=20                     ;ano
TC(6)=16
TC(7)=3                      ;mês
TC(8)=7                      ;dia
```

```
TC(9)=11                    ;horas
TC(10)=12                   ;minutos
TC(11)=19                   ;segundos
TC(12)=18                   ;checksum do quadro TC
cks=0                       ;checksum na recepção no OBC

TCcode 15: executed         ;código identificado e processado
2016/03/07 11:12:19         ;dados do processamento
time: updated               ;TC processado: atualização de datação
TC_500mW                    ;potência utilizada na transmissão
G<TC ACK(246)               ;transmite informação de TC ok ;com dados recebidos
TM(1)=235                   ;início do quadro TC_ACK
TM(2)=144
                            ;trecho suprimido

TM(14)=12
TM(15)=19
cksTM=241                   ;fim do quadro TC_ACK

Wait Pub_Aud                ;aguarda janela para gravação de áudio público
LP(1)= 307                  ;leitura simultânea da sonda Langmuir
LP(2)= 320
VBat  = 717 : 3.504399V
Pw100mw                     ;potência disponível: 100mW
Temperature = 33.7 C
LP_100                      ;potência transmitida:100mW
G<LangPr(20)                ;transmissão do quadro com dados da sonda
TM(1)=235
TM(2)=144
                            ;trecho suprimido

TM(16)=1
cksTM=100                   ;fim do quadro

PubA_100                    ;potência de áudio: 100mW
G<Pub_Aud(115)              ;transmissão do início do áudio público
TM(1)=235                   ;início do quadro
TM(2)=144
TM(3)=9                     ;tamanho do quadro
```

```
TM(4)=115
TM(5)=205                    ;dados da sonda
TM(6)=2
TM(7)=153                    ;dados da sonda
TM(8)=2
cksTM=159                    ;fim do quadro

LP(1)= 308                   ;dados da sonda: leitura
LP(2)= 320
VBat  = 709 : 3.465298V      ;tensão da bateria na aquisição da sonda
Pw100mw
Temperature = 33.2 C         ;temperatura durante aquis. dos dados da sonda
G<LangPr(20)                 ;transmissão dos dados da sonda
TM(1)=235
TM(2)=144
TM(3)=17
                             ;trecho suprimido
PrvA_100                     ;transmissão de áudio privado e leitura da sonda
G<Prv_Aud(117)
TM(1)=235                    ;início do quadro
TM(2)=144
TM(3)=9
TM(4)=117
TM(5)=197
TM(6)=2
TM(7)=123
TM(8)=2
cksTM=195                    ;fim do quadro
LP(1)= 308                   ;dados da sonda Langmuir
LP(2)= 319
LP(3)= 318
LP(4)= 318
VBat  = 709 : 3.465298V      ;potência: 100mW
Pw100mw
Temperature = 33.2 C
LP_100
G<LangPr(23)                 ;transmissão dos dados da sonda Langmuir
TM(1)=235
TM(2)=144
```

```
TM(3)=19
TM(4)=23
TM(5)=11                    ;horário da leitura dos dados da sonda.
TM(6)=12
TM(7)=55
TM(8)=197                   ;dados da bateria
TM(9)=2
TM(10)=68                   ;dado da temperatura
TM(11)=52
TM(12)=1                    ;dados da sonda: início
TM(13)=63
TM(14)=1
TM(15)=62
TM(16)=1
TM(17)=62
TM(18)=1                    ;dados da sonda: fim
cksTM=15
Temperature = 33.7 C        ;temperatura na aquisição
```

5.5. Testes do Subsistema de Estrutura

De acordo com a descrição no item Reengenharia do Subsistema de Estrutura, os testes do Subsistema de Estrutura devem ser realizados para o ajuste dos deslizadores e do funcionamento das chaves na estrutura. Quando a estrutura, com as chaves e os deslizadores de teflon fixados, estiver dentro do ejetor, deve ter o deslocamento suave e ao mesmo tempo as chaves deverão estar abertas. Em contraposição, do lado de fora do ejetor, as chaves deverão estar fechadas.

Para se verificar o atendimento dos requisitos do ejetor e do lançador, o picossatélite passou por testes, principalmente de vibração, para atestar que sua estrutura é robusta para ser colocado em órbita. Maiores detalhes dos resultados destes testes estão disponíveis nos Apêndices E e G e no Anexo C.

5.6. Testes do Subsistema de Controle Térmico

Os testes deste subsistema, com os procedimentos descritos em Reengenharia do Subsistema de Controle Térmico, foram realizados quando da realização de testes ambientais do picossatélite, no Laboratório de Integração e Testes (LIT). Sua implementação é de acordo com os requisitos exigidos pelos responsáveis pela colocação do picossatélite em órbita, os quais definiram os patamares quente e frio, bem como sua duração e número mínimo de ciclos necessários de temperatura e vácuo. O Apêndice F apresenta o Plano de Testes de Termovácuo e maiores detalhes dos resultados destes testes estão disponíveis no Anexo B.

5.7. Testes da Carga Útil Educacional

O teste da carga útil educacional consiste basicamente em se verificar a capacidade de gravação e reprodução de dois áudios distintos com durações aproximadas de 12 e 24 segundos.

O instrumento da carga útil educacional foi integrado ao computador de bordo e a entrada do instrumento foi conectada à saída de áudio de um laptop e a saída do instrumento, por sua vez, foi conectada num alto falante e também num osciloscópio.

De acordo com os endereços da região das mensagens e sinais de controle foi desenvolvido um programa para a carga útil que realiza a gravação e a reprodução de áudio. O algoritmo do trecho do programa de gravação é descrito abaixo:

```
S3 <- X                    ‘ X=0: Região 1 e X=1: Região 2
E2 <- X                    ‘ X=0: Região 1 e X=1: Região 2
REC/ <- 0                  ' Inicia a gravação
```

```
Atraso de Y segundos        ' Tempo de gravação: Y=24: Região 1
                                                 ' Y=12: Região 2:
REC/ < 1                    ' Fim da gravação
```

A gravação foi iniciada em seguida com as execuções simultâneas do programa do computador de bordo e do reprodutor de áudio do laptop. Da mesma forma, para a verificação da reprodução, segue o algoritmo do trecho do programa de reprodução conforme descrito seguir:

```
S3 <- X                     ' X=0: Região 1 e X=1: Região 2
E2 <- X                     ' X=0: Região 1 e X=1: Região 2
PLAYL/ <- 0                 ' Inicia a gravação
Atraso de Y segundos        ' Tempo de gravação: Y=24: Região 1
                                                 'Y=12: Região 2:
PLAYL/ < 1                  ' Fim da gravação
```

Nos testes foram observadas a reprodução e duração do áudio, do instrumento conectado ao alto falante e ao osciloscópio, de acordo com a região da memória selecionada.

5.8. Testes da Carga Útil Científica.

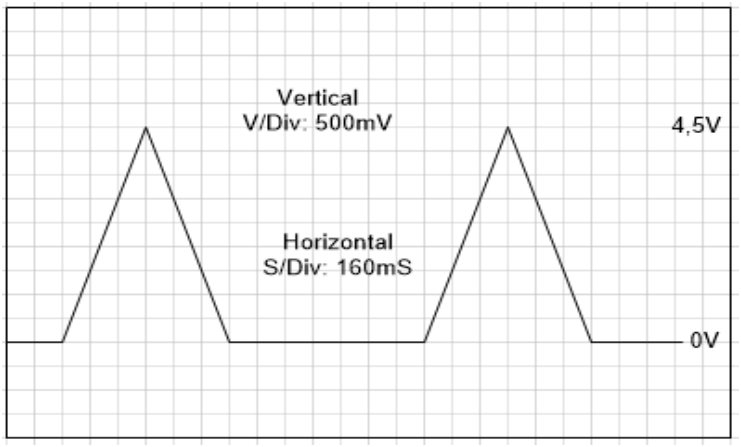
A Sonda de Langmuir foi desenvolvida e fabricada pela Divisão de Aeronomia do INPE e integrado para testes, principalmente com os subsistemas de potência e computador de bordo da plataforma.

Os testes realizados foram de verificação de funcionamento do controle de alimentação da sonda e da leitura dos dados da carga útil.

O controle da alimentação é realizado através do sinal **LPPWCT**. Observou-se o a interrupção da alimentação da sonda com o sinal **LPPWCT** em nível zero, e em nível 1, o restabelecimento da mesma.

Para a leitura dos dados da sonda foi utilizado um sinal triangular com período aproximado de dois segundos, gerado internamente na placa deste instrumento conforme a Figura 5.9, para representar as possíveis variações de amplitude do sinal do sensor ionosférico. Com a sonda integrada ao computador de bordo, foi realizada a leitura do sinal de saída da sonda obtendo-se os valores esperados dos dados amostrados.

Figura 5.9 – Teste da Sonda de Langmuir.



Fonte: Produção do autor.

Posteriormente com o picossatélite completo e integrado com todos os subsistemas foi realizada a calibração da carga útil, utilizando resistores de precisão conectados em pontos de calibração da placa desse instrumento, obtendo-se os valores esperados.

5.9. Resultados da Coordenação de Frequência ANATEL, IARU, ITU e JSC

Os resultados dos processos de regulação de frequência coordenada estão apresentados abaixo após as várias incursões em cada uma das organizações. Esta obtenção de resultados é importante, pois a JAXA se nega a embarcar picossatélite sem frequência devidamente licenciada.

A Tabela 5.3 apresenta o resultado, da solicitação da regulamentação de frequência junto à ANATEL e ITU, publicado na página[26] da organização internacional. A regulação de frequência junto à JSC está à cargo da JAXA através da submissão do formulário da JSC conforme apresentado no Apêndice B.

Na página da IARU foi publicada a coordenação de frequência do Tancredo-1 conforme mostra a Figura 5.10.

Tabela 5.3- Dados do Relatório da ITU.

Ntc_id	ntwk_org	sat_name	long_nom	ntf_rsn	ssn_ref	ssn_no	wic_no
115545006		UBATUBASAT	N-GSO	A	API/A	9960	2805

Fonte: ITU[26]

[26] Disponível em: <http://www.itu.int/en/ITU-R/space/snl/SNLReport/BR-ref-list-2015-annex1.txt>. Acesso em: 30 abr. 2016.

Figura 5.10 - Regulação pela IARU de Frequência do Tancredo-1.

The International Amateur Radio Union

Since 1925, the Federation of National Amateur Radio Societies
Representing the Interests of Two-Way Amateur Radio Communication

IARU Amateur Satellite Frequency Coordination

Back to List of Sats whose Frequencies have been coordinated

Tancredo1	Updated: 19 Jan 2015	Responsible Operator	Calestino Batista PY2GOU
Supporting Organisation	Tancredo de Almeida Neves		
Contact Person	ubatubasat@gmail.com.nospam		

Headline Details: The Tancredo 1 Tubesat is the first satellite of the Ubatubasat Project, designed in the elementary school "Presidente Tancredo de Almeida Neves" , located in Ubatuba, São Paulo, Brazil. Our goal is to arouse the interest in Science and Technology in our students, aged between ten to fourteen (the youngest team in the world to build a satellite). Our tasks range from integration, testing, assembly, coding, launching and operating the satellite, aiming students to pursue careers in the science and technology areas, especially in the Space Engineering fields. The project has received since its inception the technological support from INPE, AEB- Brazilian Space Agency and UNESCO. Additionally, it is getting a lot of repercussion in the Brazilian and World media as well as a great support from the scientific community. Tancredo 1 was developed from a commercial kit supplied by the company Interorbital Systems from CA-USA, the original project has been greatly modified and improved by the project team, especially by the engineer Auro Tikami from INPE, as part of his masters dissertation.Tancredo 1 has a on-board voice recorder IC as payload, that will transmit a message chosen by a contest among students from our schools in Ubatuba. The Tancredo 1 TubeSat ground station segment will make the down and up radio data links using a ground stations located at Ubatuba which is provided by the Brazilian Space Agency (AEB). This ground station may receive also other tubesats, cubeSats or even small satellite signals in Low Earth Orbit – LEO which uses radio amateur frequencies. Some of the cubesats are from university initiatives such as: UFSM, ITA and INPE all in Brazil. Finally, the ground station is a compact turnkey setup with full Azimuth and Elevation tracking, designed for LEO applications and ready for the Global Educational Network for Satellite Operations initiative (GENSO).The 92.5mm x 127mm TubeSat is planning a UHF 1k2 AFSK downlink with AX25 being implemented. Expected to be deployed from the iSS in Nov 2014. More info from www.tancredoubatuba.com.br/ubatubasat ** A downlink on 437.200 MHz has been coordinated**

Application Date:	20 Jul 2014	Freq coordination completed on	19 Jan 2015

The IARU Amateur Satellite Frequency Coordination Status pages are hosted by AMSAT-UK as a service to the world wide Amateur Satellite Community

Fonte: IARU[27]

5.10. **Testes AIT-INPE**

Esta seção descreve os testes de qualificação necessários para aceitação de parte da missão a bordo de naves cargueiras de transferência e da ISS. Devido

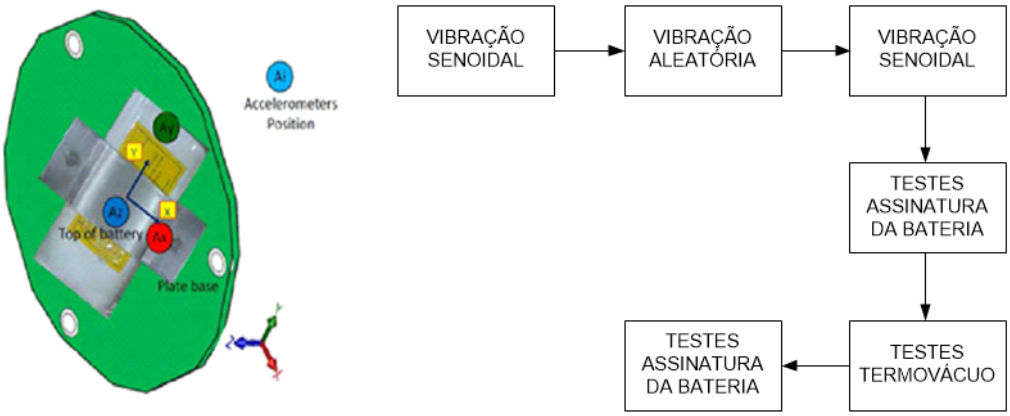
[27] Disponível em: <http://www.amsatuk.me.uk/iaru/finished_detail.php?serialnum=419>. Acesso em: 30 abr. 2016.

aos requisitos de segurança exigidos pelas agências JAXA/NASA, testes ambientais em nível de qualificação e funcionais elétricos adicionais foram feitos na bateria do subsistema responsável pela geração de energia. Adicionalmente, foram realizados testes ambientais de sistema em nível de aceitação.

Nas atividades de AIT no LIT/INPE utilizamos o processo de Engenharia Reversa da metodologia de reengenharia proposta para seleção e adaptação das ferramentas de apoio de testes e Engenharia Direta na realização dos testes ambientais.

Para o subsistema de potência elétrica (EPS), os testes em nível de qualificação foram aplicados à placa PCB contendo somente a bateria (com circuitos internos de proteção) de modelo de voo conforme ilustrado na Figura 5.11, onde a sequência realizada de testes é apresentada também.

Figura 5.11 – Sequência de testes ambientais exigidos para o EPS.

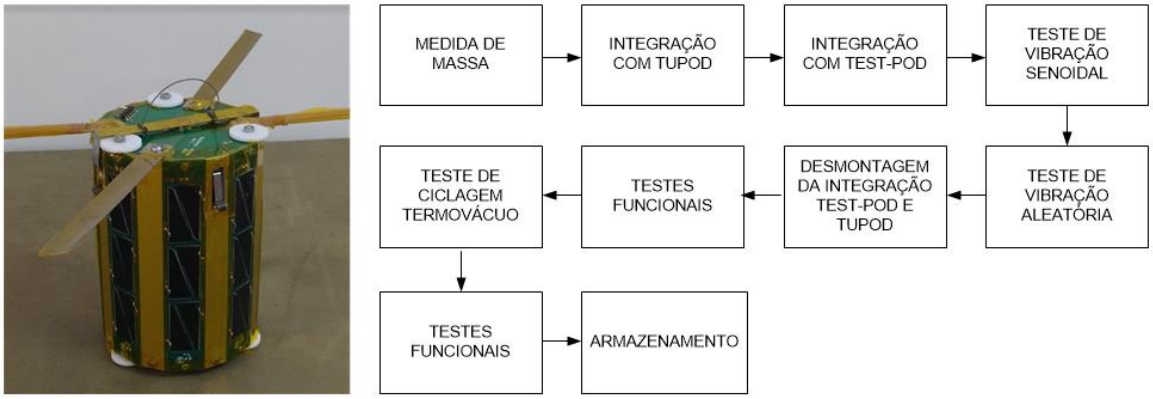


Fonte: Produção do autor.

Todos os procedimentos e os resultados de testes ambientais do EPS são apresentados no Apêndice D e nos Anexos A e B.

Para testes ambientais de Sistemas, a sequência de integração e testes foi realizada utilizando o modelo de voo (MV) em nível de aceitação e de acordo com a Figura 5.12.

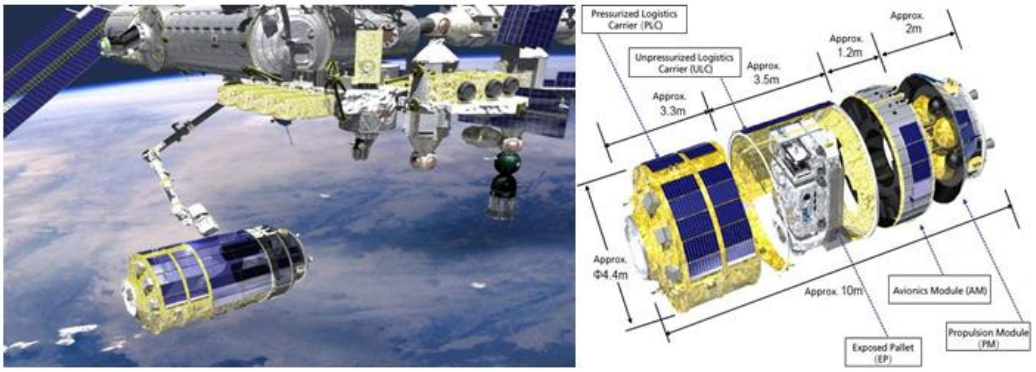
Figura 5.12 – Sequência de Testes Ambientais de Sistemas para Tancredo-1-MV.



Fonte: Produção do autor.

Para a inclusão do picossatélite na nave robótica de transferência de carga para a ISS, a Kounotori[28], mostrada na Figura 5.13, foram exigidos dados de centro de centro de gravidade CG, para posicionamento em palete da Kounotori.

Figura 5.13 – Kounotori *docking* no módulo Kibo na ISS e seu palete.

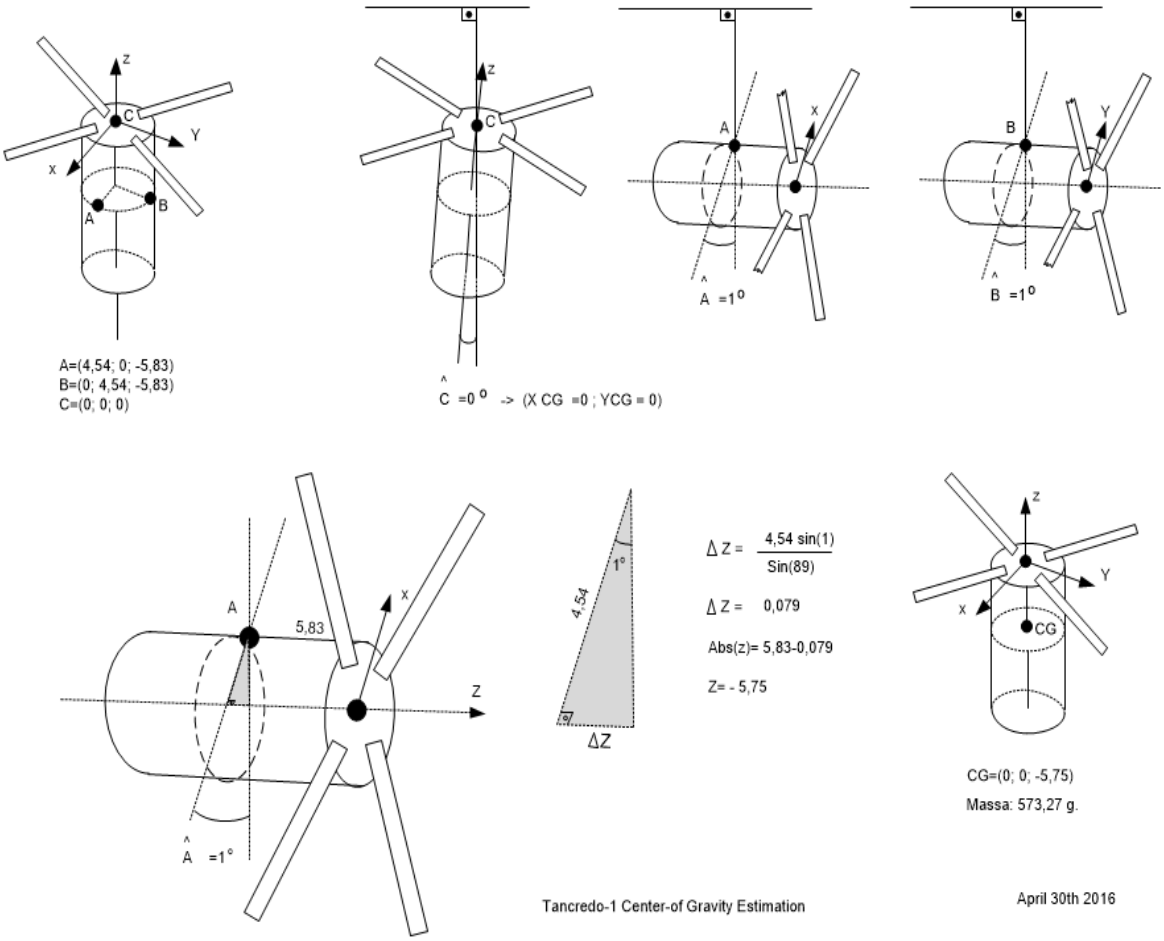


Fonte: Kounotori[30].

[28] Disponível em: <http://www.spacesafetymagazine.com/space-debris/falling-satellite/japanese-cargo-vehicle-htv-5-safely-de-orbited/>. Acesso em: 05 maio 2016.

Desta forma, um processo foi concebido para se estimar o centro de gravidade, CG, do picossatélite conforme ilustra a Figura 5.14. Inicialmente, o picossatélite foi pendurado por um fio partir de um dos pontos indicados na figura e, após estabilizar-se, foi medido a sua inclinação em relação à linha vertical. O processo foi repetido para os outros dois pontos ortogonais restantes.

Figura 5.14 - Estimativa do centro de gravidade do picossatélite.



Fonte: Produção do autor.

Para se determinar a inclinação do picossatélite nos três eixos, a Figura 5.15 ilustra o método concebido. Uma aplicação (app) disponível na Loja de Aplicativos Android, chamada "*Digital Level*", foi instalada. Após a sua calibração, foi utilizada

para se determinar, de modo aproximado, a inclinação do picossatélite alinhando se o feixe indicador do instrumento com uma das arestas.

Figura 5.15 – Uso de app Android, “Digital Level”, para estimar inclinação.

Fonte: Produção do autor.

Desta forma, foi estimado o centro de gravidade como sendo um ponto no eixo central imaginário localizado a 5,75 cm do topo da antena. A massa do picossatélite obtida foi de 573,27 gramas a partir de uma balança digital do Laboratório do INPE.

Para os testes de termovácuo (TVAC), o picossatélite foi instrumentado com oito termopares, internos e externos, tal como apresentados na Figura 5.16.

Figura 5.16 – Instrumentação de termopares para o teste TVAC.

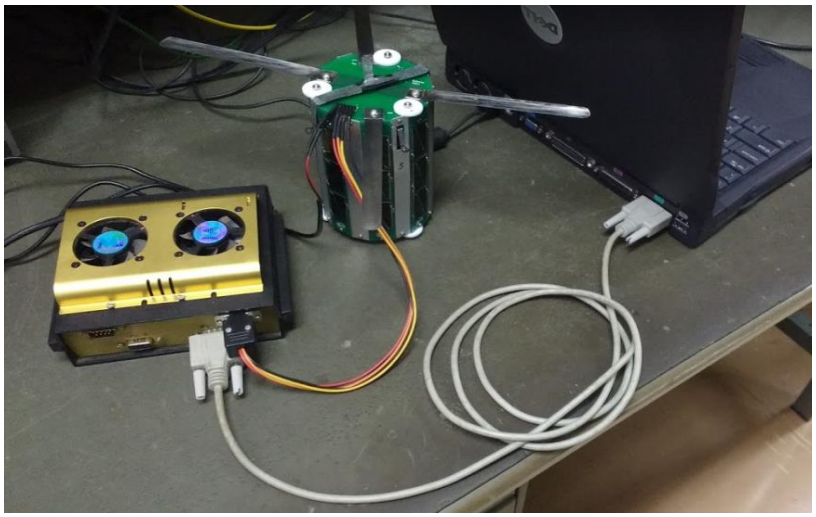
Termopares	Localização
TC1	Externa:tampa superior
TC2	Externa:lateral
TC3	Externa: lateral
TC4	Externa: tampa inferior
TC5	Interna: bateria
TC6	Interna: transceptor
TC7	Interna: Controlador PIC
TC8	Interna: gravador de voz

Fonte: Produção do autor.

Os procedimentos e os testes ambientais do picossatélite são apresentados em detalhes nos Apêndices E e F. Os relatórios dos testes nos Anexos C e D.

O *firmware* deve ser carregado via computador com saída serial com padrão de 5 volts. Para padrão do computador sendo RS232C típico, deve ser utilizado um driver de conversão de níveis. Foi montado uma interface para possíveis atualizações de *firmware* antes do *handover* utilizando circuitos integrados que realizam a conversão de níveis RS232C para 5 volts. A Figura 5.17 mostra picossatélite Tancredo-1 sendo carregado e conectado ao computador para atualização de *firmware* através do cabo umbilical.

Figura 5.17 – Dispositivo de carga da bateria e *firmware* do Tancredo-1.



Fonte: Produção do Autor

5.11. **Testes do Segmento de Solo**

A localização do conector umbilical pelo lado externo do picosat e a utilização conjunta com o protótipo em *mock-up* de engenharia, como estação terrena tem facilitado o desenvolvimento tanto do software do computador de bordo como da estação.

O programa da Estação Terrena segue o fluxograma apresentado anteriormente na Figura 4.42 e foi desenvolvido utilizando as estruturas definidas de telemetria e telecomando. Os testes realizados conjuntamente com uma versão do software de computador de bordo foram cumpridos com sucesso.

A seguir, temos a reprodução em sequência dos dados da tela do ambiente de desenvolvimento do BasicX na recepção, atuando como estação terrena, com comentários. Inicialmente são apresentados os dados brutos e em seguida os dados processados.

```
Waiting TM …            ;Aguardando telemetria
Count=31                ;Quantidade de bytes no buffer TM
2016/02/10 16:34:00     ;Horário de recebimento da telemetria
Seq:0                   ;Sequência do quadro da Estação
tm(1)=80                ;bytes:_tm(1) a _tm(11):
tm(2)=89                ;Inserido pelo programa datatrak AX.25
tm(3)=48                ;com identificação de origem e destino
tm(4)=69                ;de chamadas na faixa de rádio amador
tm(5)=84                ;origem Tancredo-1:PY0ETA
tm(6)=65                ;destino: broadcasting
tm(7)=62
tm(8)=66
tm(9)=67
tm(10)=76
tm(11)=58
tm(12)=235              ;byte de sincronismo
tm(13)=144              ;byte de sincronismo
tm(14)=18               ;tamanho do quadro de telemetria
tm(15)=65               ;identificação da telemetria
tm(16)=3                ;início dos  dados de telemetria
tm(17)=0
tm(18)=4
tm(19)=3
tm(20)=66
tm(21)=0
tm(22)=0
tm(23)=0
tm(24)=0
tm(25)=0
tm(26)=0
tm(27)=0
tm(28)=0                ;fim dos dados da telemetria identificada
tm(29)=230              ;checksum dos dados
tm(30)=13               ;caractere de carriage return
tm(31)=10               ;caractere de line feed
```

Telemetrias iniciais processadas pela estação terrena:

```
SolarP(65)>G            ;Telemetria dos painéis solares
SAT Counter= 3          ;Contador de quadros de telemetria
Bat= 772 (3.773216 V)   ;Tensão da bateria
Temp= 66 (32.3 C)       ;temperatura do picossatélite
SP(1)=0                 ;painel solar 1  sem iluminação
SP(2)=0                 ;painel solar 2  sem iluminação
SP(3)=0                 ;painel solar 3  sem iluminação
SP(4)=0                 ;painel solar 4  sem iluminação
SP(5)=0                 ;painel solar 5  sem iluminação
SP(6)=0                 ;painel solar 6  sem iluminação
SP(7)=0                 ;painel solar 7  sem iluminação
SP(8)=0                 ;painel solar 8 sem iluminação
```

Envio de telecomando de datação pela estação terrena:

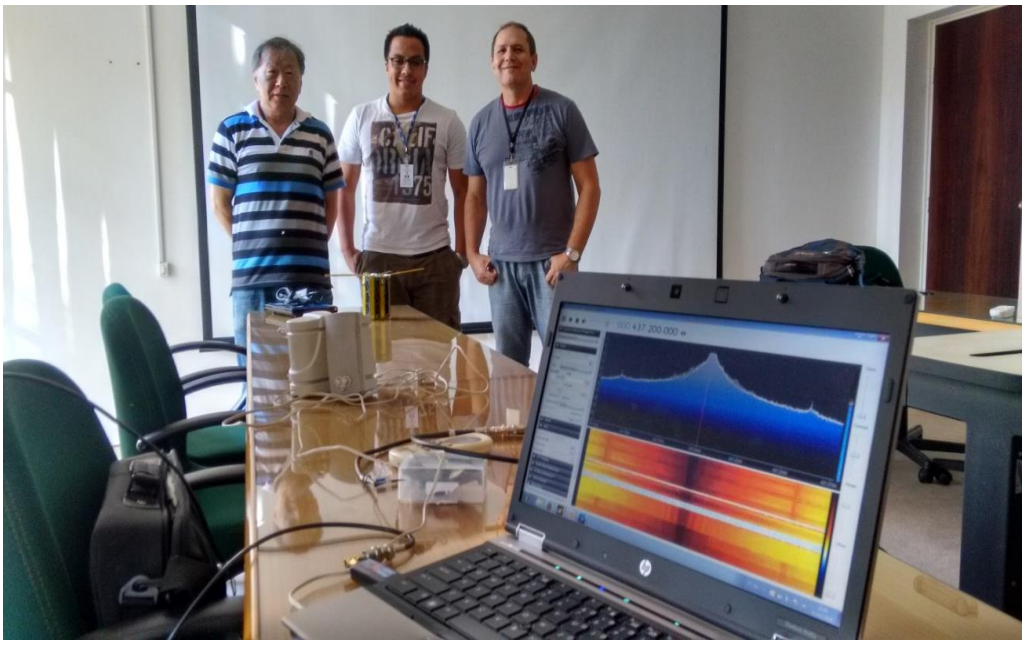
```
SAT<=TC:Date U          ;Envio de telecomando de atualização
Date Update             ;de datação
tc(1)= 35               ;Envio do cabeçalho com bytes
tc(2)=144               ;de sincronismo
tc(3)=12                ;tamanho do quadro de telecomando
tc(4)=15                ;tipo de telecomando
tc(5)=20                ;dados úteis de telecomando: ano
tc(6)= 16
tc(7)= 2                ;mês
tc(8)= 10               ;dia
tc(9)= 16               ;horas
tc(10)=34               ;minutos
tc(11)= 2               ;segundos
cksTC=6                 ;checksum

Waiting TM …            ;aguardando telemetria sobre o TC enviado.
BufCount=30             ;quantidade de dados no buffer recebido
2016/02/10 16:34:07
Seq:0
```

```
tm(1)=80          ;cabeçalho inserido ;pelo programa datatrak
tm(2)=89          ;com informações de origem e destino
tm(3)=48          ;de chamadas
tm(4)=69
tm(5)=84
tm(6)=65
tm(7)=62
tm(8)=66
tm(9)=67
tm(10)=76
tm(11)=58
tm(12)=0          ;fim do cabeçalho do datatrak
tm(13)=235        ;byte de sincronismo
tm(14)=144        ;byte de sincronismo
tm(15)=16         ;tamanho do quadro de telemetria
tm(16)=246        ;indica telecomando recebido sem  erro
tm(17)=15         ;código de telecomando aceito: datação
tm(18)=255        ;status dos dados  internos ;de configuração
tm(19)=2          ;do modo de operação do picossatélite
tm(20)=1          ;atraso entre ciclos
tm(21)=235        ;cabeçalho de sincronismo  identificado
tm(22)=144        ;cabeçalho de sincronismo identificado
tm(23)=214        ;tensão da bateria
tm(24)=2          ;tensão da bateria
tm(25)=16         ;relógio interno atualizado: horas
tm(26)=34         ;minutos
tm(27)=2          ;segundos
tm(28)=231        ;check sum
tm(29)=13         ;carriage return
tm(30)=10         ;line feed
```

O picossatélite Tancredo-1 também foi utilizado para testes do mini-receptor FUNCube com tecnologia SDR conectado via USB num laptop. A Figura 5.18 ilustra a sintonia do sinal de RF. O áudio também foi recebido corretamente pelo receptor USB.

Figura 5.18 - Teste com receptor SDR FUNcube de telemetria.



Fonte: Produção do Autor

Finalmente, foram feitos testes de enlace e a Figura 5.19 ilustra a primeira captação do sinal de telemetria do picossatélite Tancredo-1, irradiado a partir do INPE com a recepção feita pelo radioamador e Prof. Dr. Douglas Soares por meio de sua estação “PY2DGS”, localizada no Instituto Tecnológico de Aeronáutica. O áudio, com mensagens previamente gravadas dos alunos da Escola Tancredo Neves, também foi captado e reproduzido na estação.

Na ocasião, também foi realizado o teste de upload de áudio com a transmissão de uma mensagem pela mesma estação, pelo Dr. Douglas, de duração aproximada de 10 segundos. Essa mensagem foi gravada em tempo real na memória do picossatélite e, em seguida, ecoada de volta, captada e reproduzida na mesma estação de origem.

Figura 5.19 – Recepção de telemetria do Tancredo-1 na Estação PY2DGS concebida pelo Prof. Dr. Douglas Soares - ITA.

Fonte: Produção do Autor.

5.12. **Testes de Verificação e Validação de Manufatura de Circuitos**

As placas de circuito impresso, PCB, foram fabricadas a partir dos arquivos gerados no desenvolvimento do picossatélite utilizando o software de fonte aberta KiCAD. A montagem e os testes das placas foram realizados de acordo com os parágrafos abaixo.

As novas placas fabricadas foram examinadas e testadas antes da montagem dos componentes, principalmente verificando-se inexistência de curto-circuitos nas trilhas de alimentações das PCBs e algumas falhas de fabricação de difícil percepção, por exemplo, a verificação da largura de trilhas que eventualmente podem ocorrer alterando a funcionalidade da placa.

A montagem dos componentes foi feita preferencialmente por circuitos estanques realizando todos os testes funcionais isoladamente. Em caso de não funcionamento de algum circuito, deve ser verificado e corrigido o motivo do insucesso.

Finalmente, após o funcionamento de todos os circuitos, estes foram integrados um a um e testados observando a ocorrência de sobrecorrente indevida que pode ocorrer por algum motivo qualquer podendo provocar o sobreaquecimento de componentes.

6 COMENTÁRIOS FINAIS

Este capítulo apresenta as principais conclusões e contribuições atingidas com este Mestrado bem como sugere futuros trabalhos que podem ser derivados a partir deste esforço.

6.1 Conclusões

Esta dissertação apresentou uma metodologia para a reengenharia de sistemas espaciais e o aplicou ao projeto do picossatélite Tancredo-1, como descrito no objetivo geral. A utilização desta metodologia é interessante para eliminar o caráter *ad-hoc* adotado ao problema recorrente de se lidar com alterações de escopo que podem adicionar ou remover requisitos influenciando o reprojeto e impactando diversas dimensões do projeto. O objetivo geral foi atingido no Capítulo 3 e implementado e validado respectivamente nos Capítulos 4 e 5.

No estudo de caso, a metodologia proposta foi adaptada na reengenharia do picossatélite Tancredo-1, projeto UbatubaSat, cujo escopo foi sujeito a uma série de alterações onde sendo a mais importante foi o emprego do módulo Kibo da ISS para ejeção em órbita e em seguida a decisão de uso do lançador H-IIB levando a nave robótica de carga Kounotori. Esperam-se que estes eventos ocorram ao final de 2016. Neste contexto foram empregados basicamente processos de Engenharia Direta, Engenharia Reversa, Reengenharia, reestruturação, redocumentação e recuperação de design dependendo das atividades dos elementos da missão espacial em foco.

As novas cargas úteis foram definidas e adaptadas, como a sonda de Langmuir de pesquisadores do INPE e o gravador/reprodutor de voz da Escola Tancredo

Neves. Por isso o leque de aspectos abordados foi extenso, de software de bordo ao controle térmico, como exige um processo completo de Engenharia de Sistemas Espaciais, de forma a se obter uma solução iterativa balanceada ao longo do ciclo de vida e a implementação satisfazendo às novas expectativas dos *stakeholders* e aceitação pública.

Devido à variedade de *stakeholders* presentes no projeto e à diversidade de seus interesses, a reengenharia também atuou na dimensão da gestão do projeto através de adoção de práticas de projetos ágeis (*lean agile*) para dinamizar o fluxo de trabalho, resolver conflitos e cumprir prazos.

No capítulo 1, na definição do problema, foram levantadas algumas questões a serem abordadas em projetos espaciais sujeito à mudança de escopo por uma metodologia para que a reengenharia de sistemas espaciais seja minimamente abrangente: Que aspectos devem ser abordados? Qual a sua ordem? Existem interdependências e/ou desdobramentos nestes aspectos? Quando um processo menor de reengenharia é concluído?

De acordo com a metodologia proposta, as respostas a essas perguntas dependerão fundamentalmente do gerenciamento dos novos requisitos e restrições oriundos da mudança de escopo impostos por diferentes stakeholders. No Projeto UbatubaSat, por exemplo, foram abordados todos os aspectos ou atividades de projeto visando inicialmente o cumprimento da missão educacional e depois da missão dual com a inclusão da missão científica. Alguns aspectos de projeto apresentam interdependências claramente com o subsistema de potência, pois os subsistemas de comunicações, computador de bordo e até as cargas úteis necessitam das alimentações para o seu funcionamento. Em relação à

pergunta: Quando um processo menor de reengenharia é concluído? A resposta dependerá do aspecto do projeto a ser abordado. Novamente tomando como exemplo o Projeto UbatubaSat, temos as atividades do subsistema computador de bordo, com o processo recuperação de design precedendo o processo de reengenharia da metodologia proposta.

6.2 Principais Contribuições

Este trabalho obteve diversas contribuições à medida que a reengenharia era implementada, sendo aqui algumas destacadas:

a) O projeto inicial do kit *TubeSat* da *Interorbital Systems* foi totalmente reformulado tornando a plataforma mais confiável e robusta do que seu design original e pode ser considerada como uma nova linha de *TubeSats* com custos da mesma praticamente inalterados;
b) O projeto original apresentava um problema crítico de integração entre os subsistemas do computador de bordo e gerenciamento de potência, o qual foi isolado e resolvido;
c) A arquitetura elétrica baseada num esquema estrela com diversas cablagens foi trocada por um barramento linear de dados para sinais e alimentações com alto ganho em ergonomia, acessibilidade, manutenção e facilidade de AIT;
d) Placas PCB foram alteradas com conectores tipo plug and play facilitando manutenção e integração;
e) Foi gerado um software embarcado mais eficiente e com melhores funcionalidades, controlabilidade e supervisão de bordo com a introdução de processamento de telemetrias e telecomandos;

f) Uma Política de Gestão de Energia via software foi concebida e validada para uma maior autonomia do picossatélite em órbita;

g) Uma Política de Gestão Térmica foi concebida para manter os componentes do picossatélite dentro da faixa de temperatura operacional utilizando elementos passivos como cobertura de superfícies e elementos ativos, via software, como ativação On/Off de unidades para uso articulado da potência dissipada;

h) Método de avaliação de centro de gravidade do picossatélite em laboratório de um modo simples e facilmente replicável;

i) Um protocolo para o segmento de solo foi proposto e validado para comunicação nos enlaces de subida e descida do picossatélite;

j) Um protocolo de bordo foi proposto e validado para empacotamento e desempacotamento de telemetrias e telecomandos;

k) Um dispositivo RBF foi concebido e validado para atuar em chaves de inibição e realizar economia no uso da bateria de bordo;

l) Um dispositivo deslizador em disco de teflon foi concebido e validado para facilitar o processo de ejeção do *TubeSat* do TuPOD;

m) Empacotamento de mensagens de Voz foi concebido e validado para o Gravador / Reprodução de Voz;

n) Construção e emprego de um picossatélite *mockup* como demonstração tecnológica e uso como estação terrena para operações em solo;

o) Projeto de conexão OBC com PC Desktop apresentava diversas inconsistências que foram resolvidas as compatibilidade de níveis TTL (OBC) e níveis RS232C (PC Desktop).

6.3 Trabalhos Futuros

Como sugestões de trabalhos futuros, podem ser listados os seguintes temas:

a) Migração dos esforços para uma plataforma *CubeSat* e avaliação de seu custo-benefício;
b) Reengenharia da plataforma *CubeSat* do mesmo fabricante do *TubeSat* através da metodologia de reengenharia apresentada neste trabalho;
c) Estudo de potenciais novas missões e/ou subsistemas para futuros projetos derivados;
d) Considerações de nacionalização da plataforma com pico e nanossatélites para futuros projetos;
e) Desenvolvimento de projetos junto a universidades e escolas técnicas visando à formação de Recursos Humanos;
f) Estudo de potenciais novas missões num esquema de constelação ou formação de voo (formation flying) ou novas cargas úteis.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AFSK. **Lab 6, Digital Communication with Audio Frequency Shift Keying (AFSK).** Disponível em: <https://inst.eecs.berkeley.edu/~ee123/sp15/lab/lab6/Lab6-Part-A-Audio-Frequency-Shift-Keying.html>. Acesso em: 29 abr. 2016.

ALMINDE, L.; BISGAARD, M., VINTHER, D.; VISCOR, T.; Ostergaard ,K. Z. **Robustness of radio link between aau-cubesat and ground station.** Aalborg, Denmark.: Aalborg University**:** 10 p. 2002.Aalborg University,2002.

BANDECCHI, M.; MELTON, S.; ONGARO,F. Concurrent engineering applied to space mission assessment and design. **ESA bulletin**, n. 99, Sept. 1999. Bulletin ASE. European Space Agency.

BEECH, W. A.; NIELSEN, D. E.; TAYLOR, J. **AX.25 link access protocol for amateur packet radio.** Production Editors: Greg Jones, 1998.

BOCCIARELLI, P.; D'AMBROGIO, A.; CAPONI,E.; GIGLIO, A.; PAGLIA,E. **A** Methodological template for model driven systems engineering. In: INCOSE ITALIAN CHAPTER CONFERENCE ON SYSTEMS ENGINEERING (CIISE2014), 2014, Rome, Italy, November 24–25. **Proceedings…** CEUR-WS, 2014.

BOGOSSIAN, O. L. **Introdução à Tecnologia de Satelites CSE-200-4**. São José dos Campos: CSE/ETE-INPE 2013. Apresentação de aula presencial.

BUSSU, G. **Materials and processes for space**. IAASS Quality Assurance Course. European Space Agency-ESTEC, 2008. Disponível em: <http://www.las.inpe.br/~perondi/11.11.2008/QA_Course_M&P_2008_INPE.pdf>. Acesso em 29 abr. 2016.

CHIKOFSKY. E.J.; CROSS II, J. H. Reverse engineering and design recovery. **IEEE Software Magazine**, v. 7, n. 1, p.13-17, 1990.

CLEMESHA, B.R. An investigation of the irregularities in the F-region associated with equatorial type spread-F. **Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics**, v. 26, n.1, p. 91-112, 1964

COSMIAC **SORTIE.** Disponível em: <http://cosmiac.org/space-missions/sortie/>. Acesso em: 29 abr. 2016.

CROWLEY, C. F.; SWENSON, C.; BURT, R.; STROMBERG, E.; NEILSEN, T.; BURR, S.; BARJATYA, A.;BUST, G.; LARSEN, M. Dynamic Ionosphere Cubesat Experiment (DICE).In: SMALL SATELLITE CONFERENCE, 30., 2011, Logan, Utah. **Proceedings…** Logan: Utah State University, 2011.

DABROWSKI, A. **Adsorption from theory to practice**. Advances in Colloid and Interface Science, v. 93, n. 1-3, p. 135-224, Oct 8, 2001. <http://dx.doi.org/10.1016/S0001-8686(00)00082-8>.

DOS SANTOS, W.A.; TIKAMI, A.; MOURA, C. O. **Demonstração do modelo de engenharia e qualificação do UbatubaSat**. Worshop sobre Nanosats e suas Aplicações. São José dos Campos: INPE, 2015. Transparências , color. Disponível em: <http://www.inpe.br/snct2015/arquivos/INPE_SNC&T_Nanosats_EngenhariaEspacial.pdf>. Acesso em: 30 abr. 2016.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS-E-ST-70C** Space engineering ground systems and operations. Noordwijk, The Netherlands: ESA Publications Division, 2008.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS-Q-TM-52A**. Space product assurance. Noordwijk, The Netherlands: ESA Publications Division, 2011.

FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. **Spacecraft systems engineering**. 4. ed. Chennai, India: John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2011. 711.ISBN (9780470750124).

HAMMER, M.; CHAMPY.J. **Reengineering the corporation:** a manifesto for business revolution. London: Harper, Collins, 1993.

INSTITUTE OF ELECTRICAL AND ELECTRONICS ENGINEERS (IEEE). **Trial-use standard for application and management of the systems engineering**

process. New York, 1995. 90p. 10.1109/IEEESTD.1995.79526. (IEEE Std 1220-1994).

COELHO, A. **Montagem, Integração e Testes de Veículos Espaciais CSE-302-4**. São José dos Campos: CSE/ETE-INPE 2014. Apresentação de aula presencial.

IOS **TubeSat PS kit assemble guide release 1.2c**. Copyright 2011 by Interorbital Systems.

JAXA. **Overview of the H-IIB launch vehicle.** Disponível em: <http://global.jaxa.jp/countdown/h2bf2/overview/h2b_e.html >. Acesso em: 29 abr. 2016.

KAMINISHIKAWAHARA, C. O. **Determinação da temperatura e densidade eletrônica do plasma no Tokamak Nova-UNICAMP.** Disponível em:<http://www.bibliotecadigital.unicamp.br/zeus/auth.php?back=http://www.bibliotecadigital.unicamp.br/document/?code=vtls000323941&go=x&code=x&unit=x>. Acesso em: 30 jan. 2015.

KIRCHHOFF, V.W.J.H. **Campos elétricos na região ionizada da atmosfera.** São José dos Campos: INPE, 1977. 25 p. (INPE-1144-PE/098). Disponível em: <http://urlib.net/6qtX3pFwXQZ3r59YCT/GUdDu>. Acesso em: 01 jun. 2016.

Lanyi, G.E.; Roth, T. A comparison of mapped and measured total ionospheric electron content using global positioning system and Beacon satellite observations. **Radio Science**, v. 23, no. 4, p. 483-492, 1988.

LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. **Space mission analysis and design**. 3. ed. California: Space Technology Library, 1999. 3 ed.

LEY, W.; WITTMANN, K.; HALLMANN, W. **Handbook of space technology**. 2. ed. Singapore: John Wiley & Sons, Ltd, 2009. 906 ISBN (978-0- 470-69739-9).
MEYER, M. H.; LEHNERD, A. P. **The power of product platforms.** New York: Simon and Schuster, 1997. ISBN 0684825805, 9780684825809.

MATUZIC, P. J. The road to agile systems engineering. In: AMERICAN

INSTITUTE OF AERONAUTICS SOUTHERN CALIFORNIA AEROSPACE

SYSTEMS AND TECHNOLOGY CONFERENCE, May 19, 2012. Disponível em <https://info.aiaa.org/Regions/Western/Orange_County/ASAT%20Conference%202012/Matuzic_Agile%20Systems_Eng.pdf>. Acesso em: 13/09/2014.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA systems engineering handbook.** Washington, 2007. Disponível em: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080008301.pdf>. Acesso em: 25 abr. 2016.

NASA . **Flammability, odor, offgassing, and compatibility riquirements and test procedures for materials in environments that support combustion**. Washington, DC, 1991. (NHB 8060. IC).

NATIONAL WEATHER SERVICE. **JetStream max**: the ionosphere. Disponível em: <http://www.srh.weather.gov/jetstream/atmos/ionosphere_max.html >. Acesso em: 29 abr. 2016.

NUVOTON ISD1900. Single-chip, multiple-message voice record/playback device (2005). Disponível em:<http://www.nuvoton.com/hq/products/isd-voice-ics/isd-chipcorder-family/Data-Sheet/?__locale=en&resourcePage=Y&category=&pageIndex=2>. Acesso em: 09 maio 2016.

OEHMEN,J. **The guide to lean enablers for managing engineering programs**, Version 1.0. (Ed.). 2012. Cambridge, MA: Joint MIT-PMI-INCOSE Community of Practice on Lean in Program Management. URI: <http://hdl.handle.net/1721.1/70495>. Acesso em: 01 maio 2016.

ORBITAL ATK. **CRS ISS commercial resupply services**. Disponível em: <http://www.orbitalatk.com/space-systems/human-space-advanced-systems/commercial-resupply-services/docs/FS003_08_OA_5033_CRS.pdf#search="antares>. Acesso em: 29 abr. 2016.

PHILLIPS, J. **PMP project management professional study guide**. 4. ed. McGraw-Hill Education, 2013.

PIMENTA, A.A. **Estudo da deriva zonal e dinâmica das bolhas de plasma na região tropical.** 2002. 194 p. (INPE-9546-TDI/827). Tese (Doutorado em Geofísica Espacial) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2002. Disponível em:<http://urlib.net/sid.inpe.br/iris@1905/2005/08.03.21.20.41>. Acesso em: 01 jun. 2016.

PROJECT MANAGEMENT INSTITUTE (PMI). **A guide to the project management body of knowledge:** PMBOK(R) guide. 5. ed. PMI Publishing, 2013.

RANVIER, S.; CARDOEN, P.; KEYSER, J. D.; PIEROUX, D. **A novel langmuir probe instrument for cubesats**. In: EUROPEAN CUBESAT SYMPOSIUM, 5., 2013, Brussels, Belgium. **Proceedings…** Brussels: Royal Military Academy, VKI (Von Karman Institute), 2013.

SPACEX. **Falcon 9**. Disponível em: <http://www.spacex.com/falcon9>. Acesso em: 29 abr. 2016.

SPECTROLAB, **Triangular advanced solar cells.** 2002. Disponível em: <http://www.spectrolab.com/DataSheets/PV/PV_NM_TASC_ITJ.pdf>. Acesso em: 25 abr. 2016.

TEIXEIRA, L. **Tancredo-1 mechanical configuration.** UbatubaSat Internal Report - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

UNITED LAUNCH ALLIANCE (ULA). **Atlas V launch services user´s guide**. March 2010. Disponível em: <http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/AtlasVUsersGuide2010.pdf >. Acesso em: 29 abr. 2016.

WERTZ, J. R.; EVERETT, D. F.; PUSCHELL, J. J. **Space mission engineering: the new smad** (space technology library, Vol. 28). Hawthorme, CA: Microcosm Press, 2011.

WERTZ, J.R.; EVERETT, D.; PUSCHELL, J. J. **Space mission engineering: the new SMAD**. 1 ed. Microcosm Press, 2011.ISBN-978-1-881-883-15-9, ISBN-978-1-881-883-16-6.

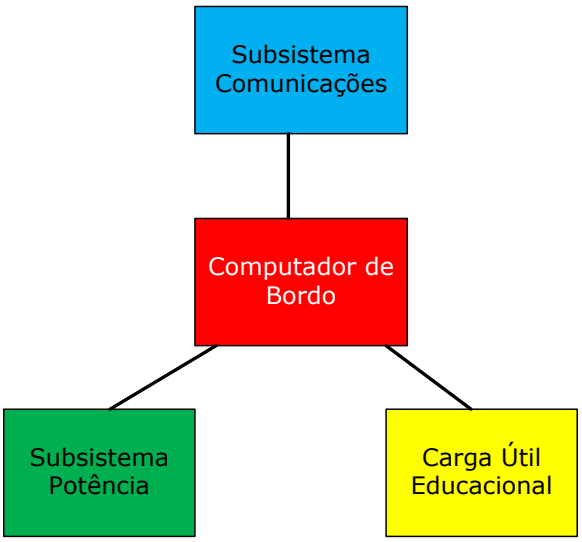
APÊNDICE A – REENGENHARIA DA MISSÃO ESPACIAL

Este apêndice apresenta as atividades relativas aos processos de reengenharia das seções do capítulo 4. A reengenharia do sistema espacial foi realizada tendo em vista os requisitos e as restrições já mencionados bem como outros limitantes como: a duração prevista da missão de até três meses, o reaproveitamento dos componentes originais do fabricante do *TubeSat* e simplificação da montagem do picossatélite (diminuindo o grau de dificuldade para os alunos).

A.1 – Reengenharia da Arquitetura Elétrica

A arquitetura elétrica do picossatélite apresenta uma topologia do tipo estrela apresentada na Figura A.1.1 onde o computador de bordo mantém conexões separadas para cada subsistema e também para carga útil.

Figura A.1.1 – Topologia original em estrela entre computador de bordo e periféricos.

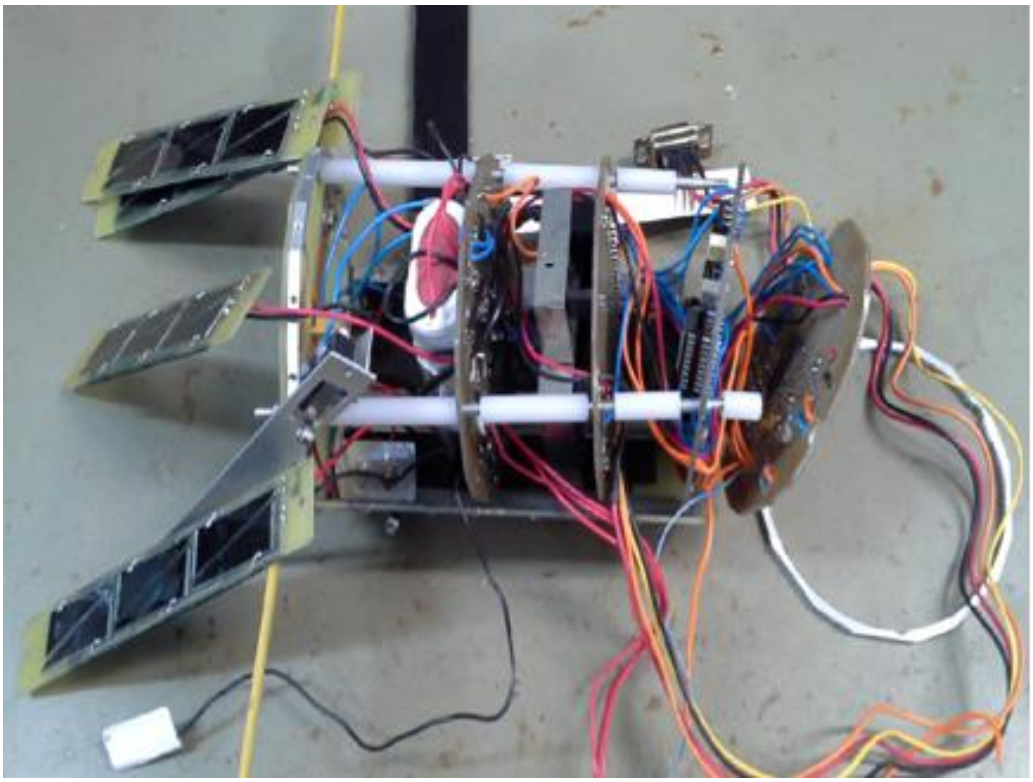


Fonte: Produção do autor.

No projeto original, mostrado na Figura A.1.2, as interconexões não eram confiáveis, pois eram efetuadas por cablagens entre os subsistemas. Na prática,

esta solução exigia cuidado especial na montagem e manuseio das placas PCBs para que não houvesse problemas como rompimento de fios, solda fria e nem curto-circuito. Cada ligação tinha ter um comprimento adequado para permitir a realização e verificação dos testes dos circuitos de cada subsistema e também da montagem, integração e testes com os subsistemas integrados.

Figura A.1.2 - Montagem do *TubeSat* com Subsistemas Interligados por Cablagens.



Fonte: Produção do autor.

Com a colocação do picossatélite em órbita utilizando a ISS, o picossatélite deve atender a uma série de requisitos nos testes de Vibração e Termovácuo com verificação funcional antes e após cada teste.

Durante a fase de montagem, integração e testes funcionais de cada subsistema do modelo de Engenharia, em laboratório do projeto no INPE, essa solução para

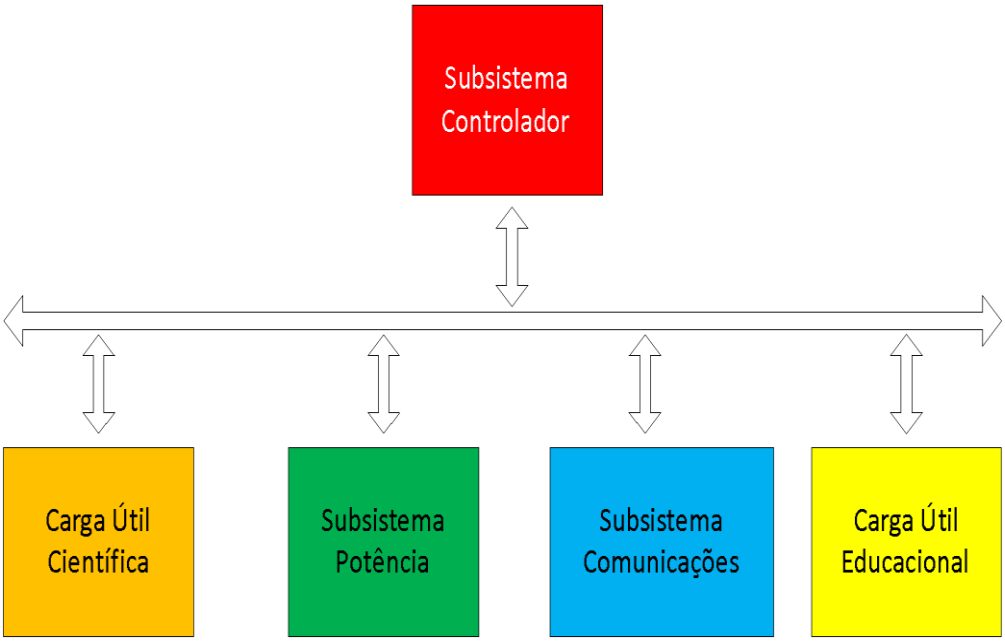
interligações dos subsistemas se mostrou ser problemática. Além disto, os alunos do projeto deveriam ter maior facilidade para AIT.

Paralelamente, o computador de bordo apresenta internamente uma EEPROM serial para armazenamento do firmware. Observou-se na prática, a impossibilidade de se carregar qualquer firmware quando o subsistema de potência era integrado à placa do computador de bordo. A integração entre eles é necessária para se efetuar a leitura de telemetrias dos painéis solares via um conversor análogo-digital do subsistema de potência. Portanto, a solução de interconexão teve que sofrer uma completa reengenharia face aos problemas e dificuldades citados.

Para atender os aspectos de engenharia de sistemas citados e de acordo com os processos da metodologia de reengenharia proposta, foi reprojetada uma nova arquitetura elétrica com topologia linear para o picossatélite, mantendo-se as restrições de tamanho e peso. A nova arquitetura proposta utiliza um barramento linear, como apresentado na Figura A.1.3, onde as novas placas dos subsistemas e cargas úteis são conectadas no barramento, com todos os sinais e alimentações presentes.

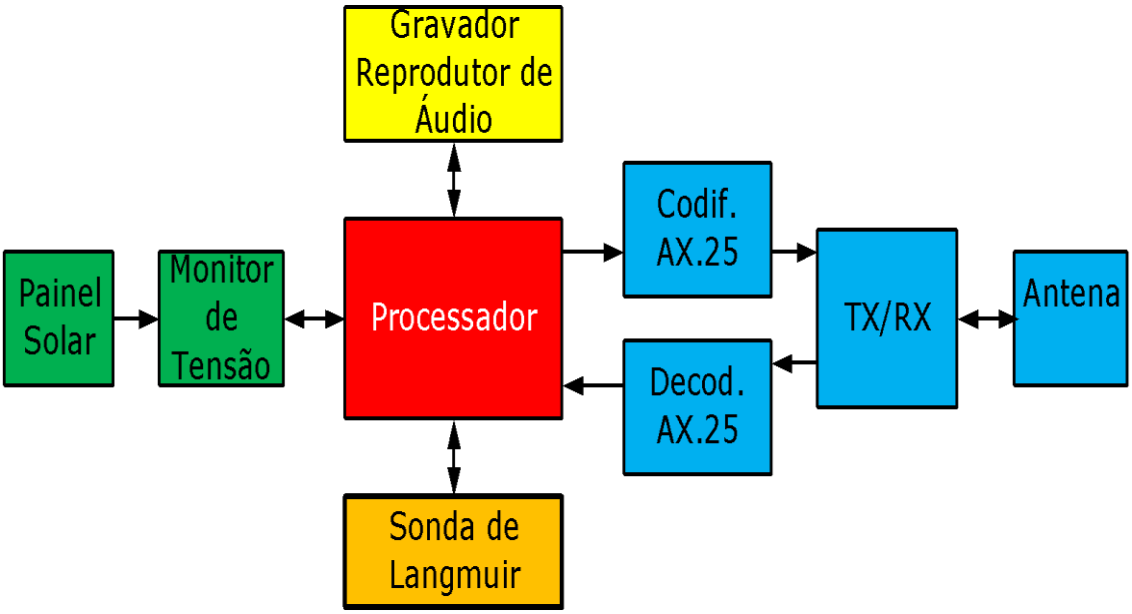
Desta forma, um novo diagrama de blocos funcionais do picossatélite, apresentado na Figura A.1.4, foi reestruturado tendo face aos novos requisitos de missão.

Figura A.1.3 – Topologia em barramento linear para nova arquitetura elétrica.



Fonte: Produção do autor.

Figura A.1.4 – Diagrama de blocos na nova arquitetura elétrica.



Fonte: Produção do autor.

As placas dos subsistemas originais foram reprojetadas, detalhes a seguir, realocando-se e mantendo-se praticamente os mesmos componentes do projeto original, mantendo o formato externo hexadecagonal original do *TubeSat*, evitando assim gastos maiores com a compra de novos componentes, para a inserção de conectores de barramento.

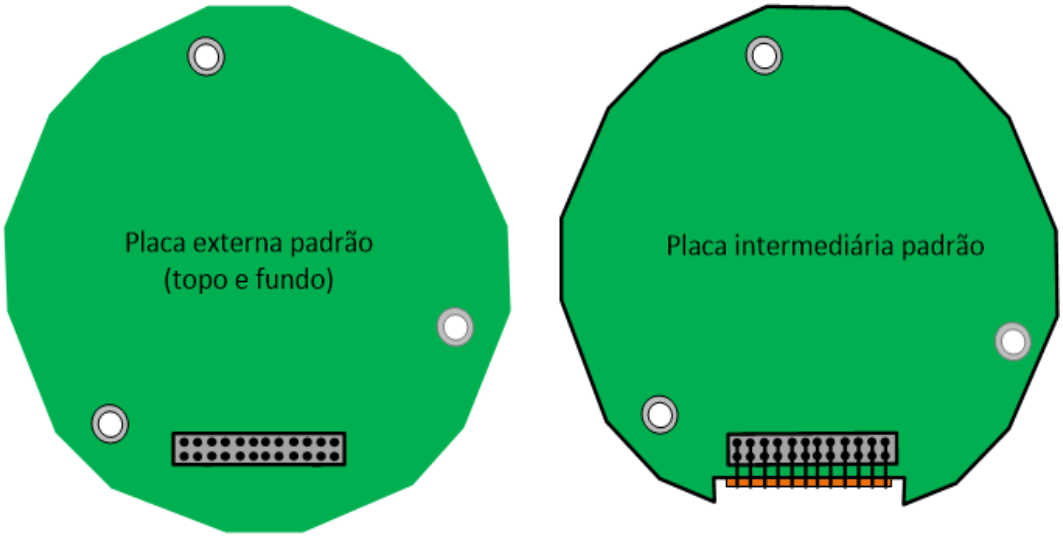
Para a confecção de placas de circuito impresso foi utilizado o software CAD *Kicad* aproveitando os arquivos com bibliotecas de componentes fornecidos pelo fabricante do kit *TubeSat* para manter certa compatibilidade com as novas placas, que foram desenvolvidas, tais como tamanhos das trilhas, diâmetros das ilhas, etc.

As placas dos instrumentos foram projetadas pelo grupo de apoio do INPE ao projeto UbatubaSat (gravador e reprodutor de áudio) e pelo grupo da Divisão de Aeronomia (Sonda de Langmuir). Desta forma, todos os sinais, alimentações dos subsistemas e cargas úteis foram levantados para serem distribuídos no barramento.

Em função da área da placa, do espaçamento dos pinos dos conectores e da disponibilidade das portas vagas do CI do controlador, foi definida a utilização de conectores com 24 pinos. Assim dois tipos padrões de placas com conectores de barramento foram concebidos, sendo um padrão de placas de topo e fundo e o outro padrão de placas intermediárias ou internas.

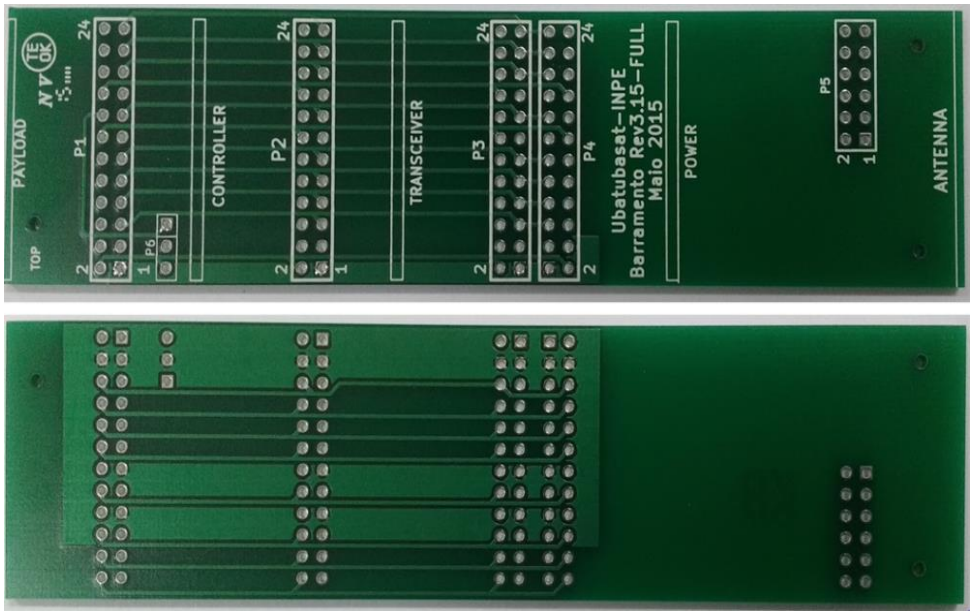
A Figura A.1.5 apresenta o desenho dessas placas e a Figura A.1.6 apresenta a placa de circuito impresso fabricada de acordo com os conectores e sinais definidos no barramento da nova concepção do picossatélite.

Figura A.1.5 – Padrão de placas do picossatélite.



Fonte: Produção do autor.

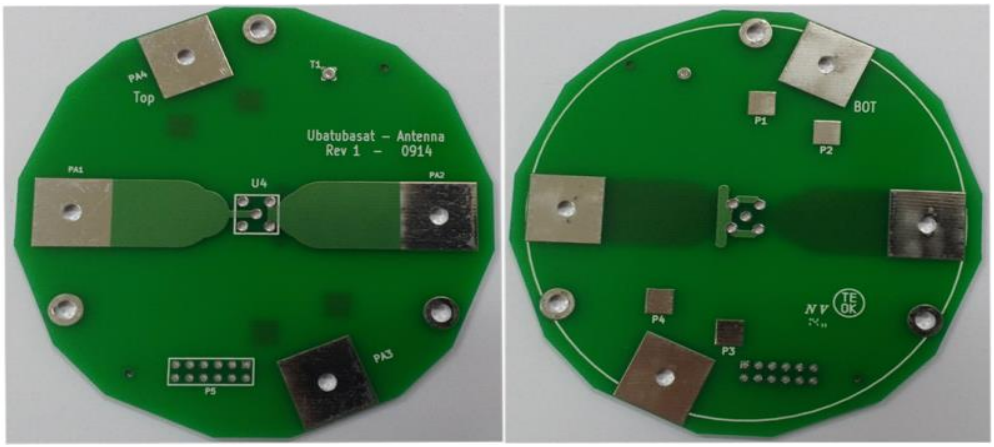
Figura A.1.6 – Vista frontal e traseira da placa de barramento do picossatélite.



Fonte: Produção do autor.

Para apoio às antenas, novas PCBs foram reprojetadas e manufaturadas, cuja vista superior e inferior são apresentadas na Figura A.1.7.

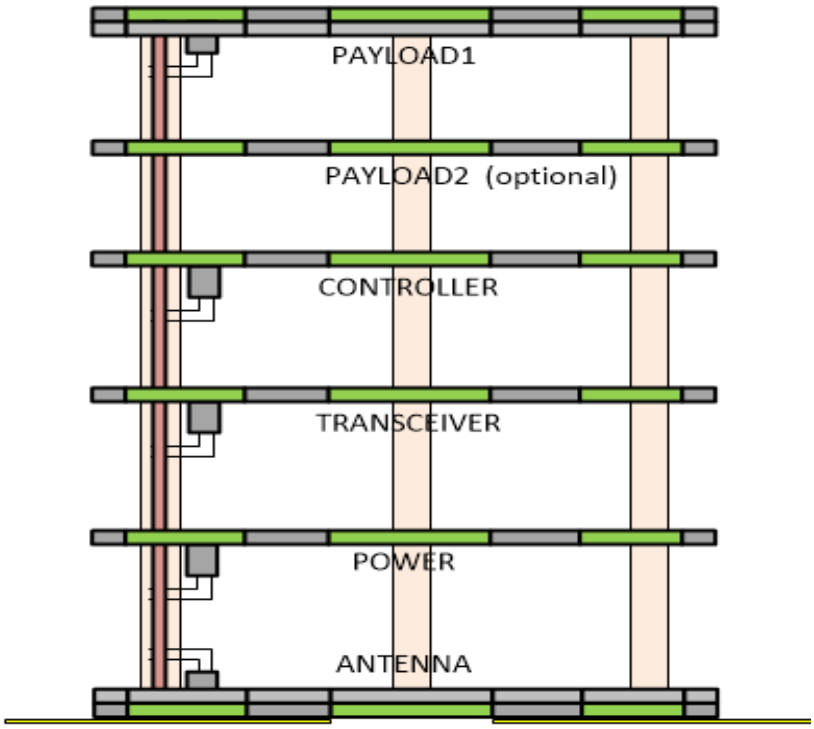
Figura A.1.7 – Vista superior e inferior da placa para antenas do picossatélite.



Fonte: Produção do autor.

Uma nova estrutura de empacotamento de PCBs é apresentada na Figura A.1.8. Esta concepção serve como coluna vertebral da estrutura em barramento onde as novas placas facilmente podem se conectar ou desconectar.

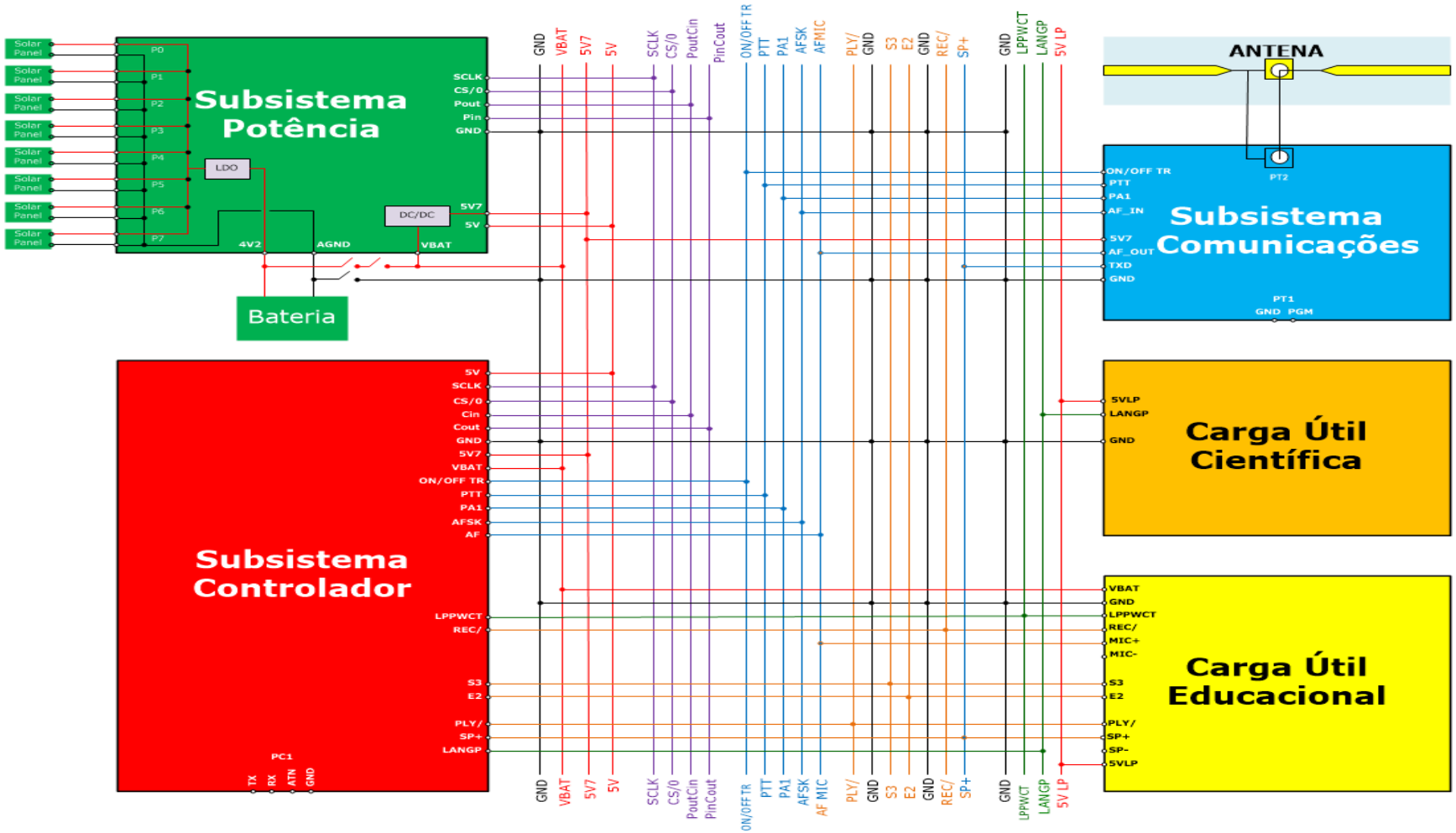
Figura A.1.8 – Estrutura de empacotamento para novas PCBs do picossatélite.



Fonte: Produção do autor.

Finalmente, a arquitetura elétrica do picossatélite é apresentada na Figura A.1.9 com a definição de seus sinais.

Figura A.1.9 – Arquitetura Elétrica do Picossatélite Tancredo-1.



Fonte: Produção do autor.

Todos conectores do picossatélite, com todos os pinos nomeados são apresentados na Figura A.1.10. O conector de cada subsistema apresenta os sinais em negrito que são originados ou destinados dentro do subsistema que ele pertence.

Figura A.1.10 – Conectores e sinais

CARGA ÚTIL EDUCACIONAL

VBAT	1	2	LANGP
GND	3	4	**GND**
REC/	5	6	ON/OFF TR
AFMIC	7	8	PTT
AFSK	9	10	PA1
S3	11	12	5V
GND	13	14	**LPPWCT**
E2	15	16	**5VLP**
GND	17	18	PoutCin
PLY/	19	20	PinCout
SP+	21	22	CS/0
5V7	23	24	SCLK

CARGA ÚTIL CIENTÍFICA

VBAT	1	2	**LANGP**
GND	3	4	**GND**
REC/	5	6	ON/OFF TR
AFMIC	7	8	PTT
AFSK	9	10	PA1
S3	11	12	5V
GND	13	14	LPPWCT
E2	15	16	**5VLP**
GND	17	18	PoutCin
PLY/	19	20	PinCout
SP+	21	22	CS/0
5V7	23	24	SCLK

CONTROLADOR

VBAT	**1**	**2**	**LANGP**
GND	**3**	**4**	**GND**
REC/	**5**	**6**	**ON/OFF TR**
AFMIC	**7**	**8**	**PTT**
AFSK	**9**	**10**	**PA1**
S3	**11**	**12**	**5V**
GND	**13**	**14**	**LPPWCT**
E2	**15**	**16**	5VLP
GND	**17**	**18**	**PoutCin**
PLY/	**19**	**20**	**PinCout**
SP+	**21**	**22**	**CS/0**
5V7	**23**	**24**	**SCLK**

COMUNICAÇÕES

VBAT	1	2	LANGP
GND	3	4	**GND**
REC/	5	6	**ON/OFF TR**
AFMIC	7	8	**PTT**
AFSK	9	10	**PA1**
S3	11	12	5V
GND	13	14	LPPWCT
E2	15	16	5VLP
GND	17	18	PoutCin
PLY/	19	20	PinCout
SP+	21	22	CS/0
5V7	23	24	SCLK

POTÊNCIA

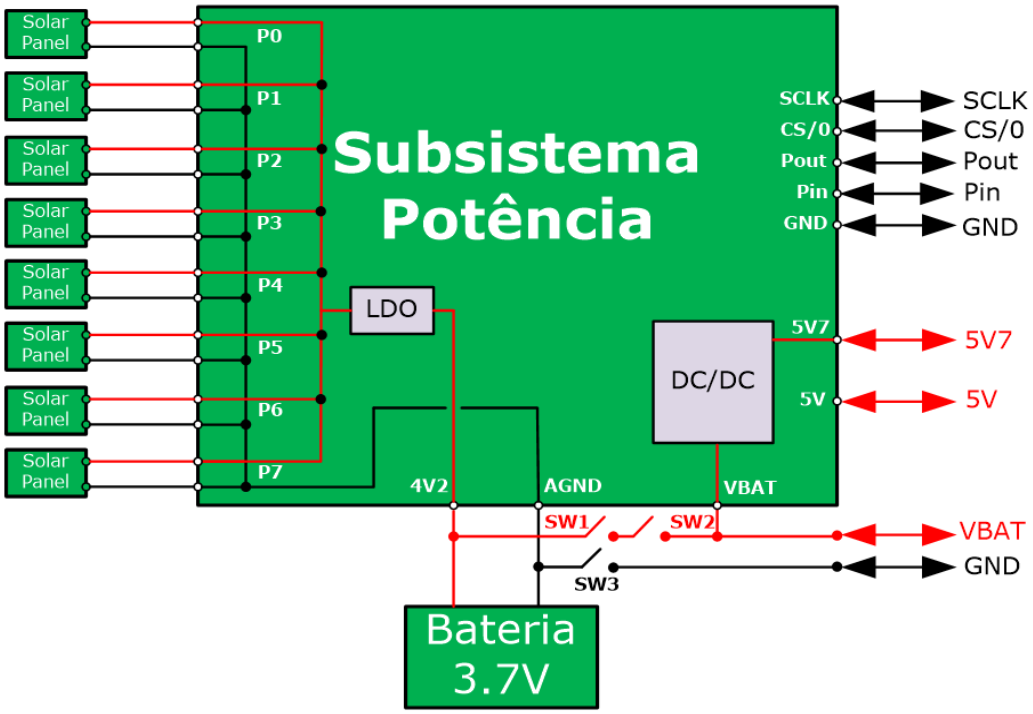
VBAT	1	2	LANGP
GND	3	4	**GND**
REC/	5	6	ON/OFF TR
AFMIC	7	8	PTT
AFSK	9	10	PA1
S3	11	12	**5V**
GND	13	14	LPPWCT
E2	15	16	5VLP
GND	17	18	**PoutCin**
PLY/	19	20	**PinCout**
SP+	21	22	**CS/0**
5V7	23	24	**SCLK**

Fonte: Produção do autor.

A.2 – Reengenharia do Subsistema de Potência

A Figura A.2.1 apresenta em detalhes os elementos e os sinais deste subsistema isoladamente na nova arquitetura com barramento linear.

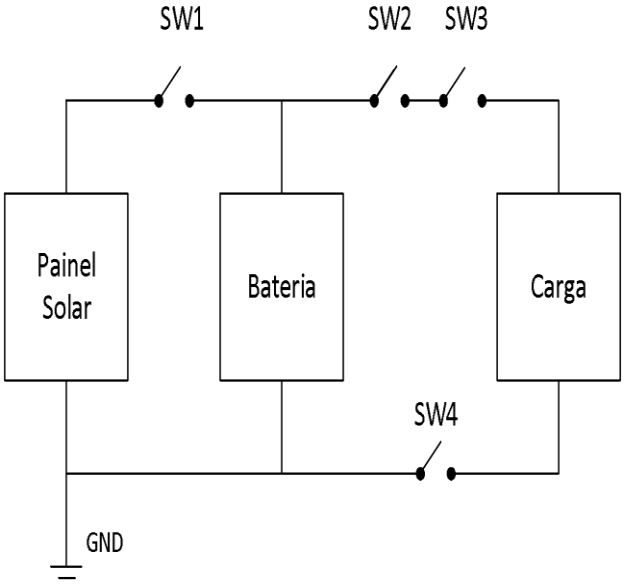
Figura A.2.1 – Diagrama de blocos do subsistema de potência.



Fonte: Produção do autor.

Como o picossatélite será colocado em órbita a partir da ISS e devido a riscos inerentes à bateria, um requisito extra de segurança a ser atendido consiste no desacoplamento total do sistema de alimentação, i.e., as linhas positivo (Hot) e retorno (Return) da bateria devem estar desacopladas enquanto permanecer na ISS. A Figura A.2.2 mostra a solução sugerida e implementada de segurança em conformidade com exigido pela JAXA/NASA.

Figura A.2.2 - Materialização do requisito de desacoplamento total do sistema de alimentação.

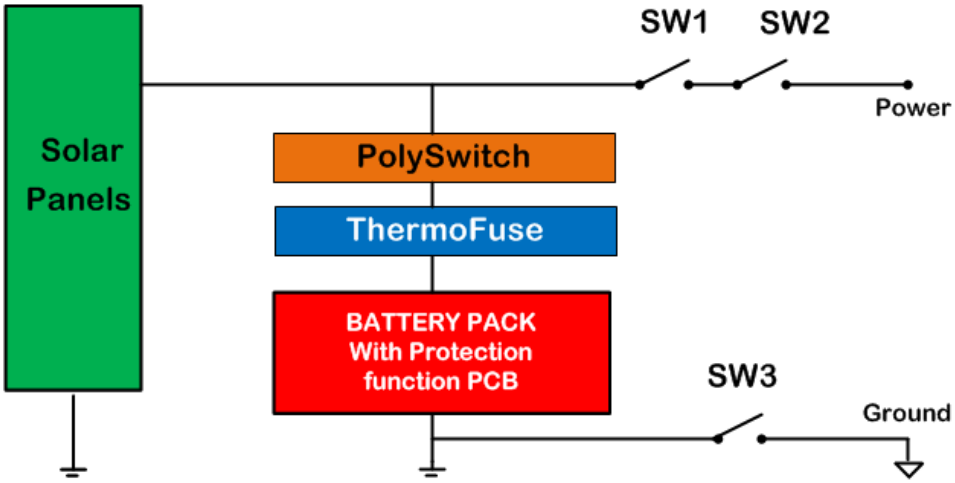


Fonte: Produção do autor.

Esse requisito inexistia no projeto original e seu cumprimento exige a inserção de componentes eletrônicos de segurança. Isto demandou um procedimento criterioso de alterações de trilhas em regiões de difícil acesso nas placas de PCBs fabricadas e montadas.

Outro requisito de segurança adicionado é que o EPS deverá assegurar proteção contra sobrecarga, sobre-descarga, curto-circuito e atender, entre outros, os requisitos da JAXA/NASA. Para evitar maiores modificações no circuito original da IOS e garantir conformidade com os requisitos impostos, na Figura A.2.3 são mostradas as alterações implementadas e aprovadas pela JAXA/NASA.

Figura A.2.3 - Implementação de requisitos de proteção do subsistema de potência.



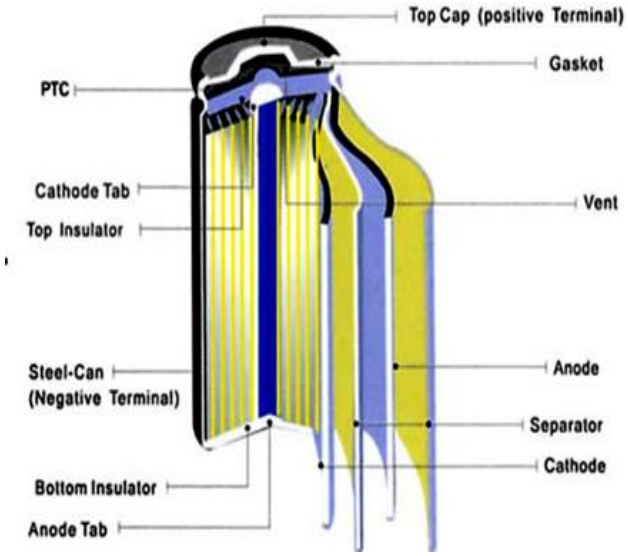
Fonte: Produção do autor.

A chave SW1, originalmente apresentada na Figura A.2.2, entre o painel solar e a bateria foi retirada na versão final, pois o painel solar quando no interior do TuPOD não irá gerar energia antes de ser ejetado. Adicionalmente, foram inseridos os seguintes componentes eletrônicos: um termofusível, para proteção contra sobreaquecimento; um termistor PTC, para proteção contra curto-circuito.

A bateria consiste de duas células, de íons de lítio tipo 18650 em paralelo, com tensão de 3,7 volts e capacidade de 5200 mAh da marcaTenergy[29]. A Figura A.2.4 apresenta a estrutura da célula tipo 18650 de íons de lítio. A Figura A.2.5 apresenta a bateria original com a placa de proteção contra curto-circuito, sobrecarga e sobre-descarga. A Figura A.2.6 apresenta todo o conjunto da bateria com os componentes eletrônicos adicionais: o PolySwitch RUEF300 (dispositivo PTC de proteção de sobre-corrente) e termofusível DF240S.

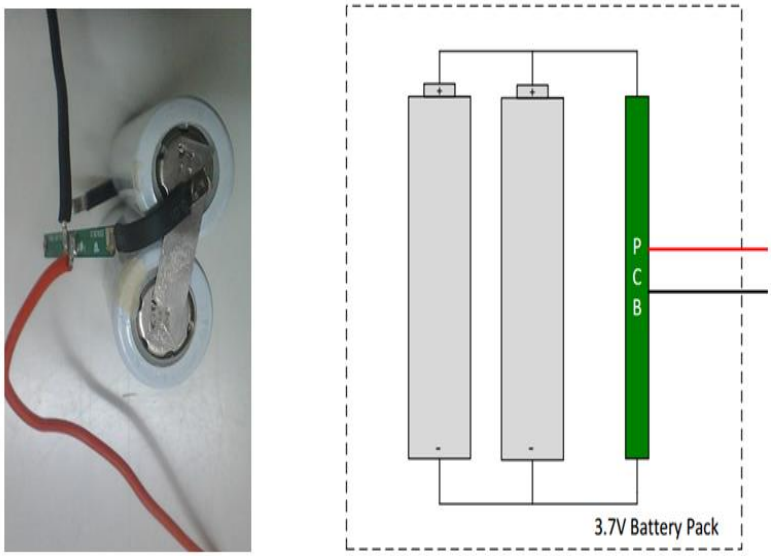
[29] Disponível em: <http://www.tenergy.com/>. Acesso em: 02 maio2016.

Figura A.2.4 - Estrutura da célula de bateria tipo 18650 de íons de lítio.



Fonte: **GeB.**[30]

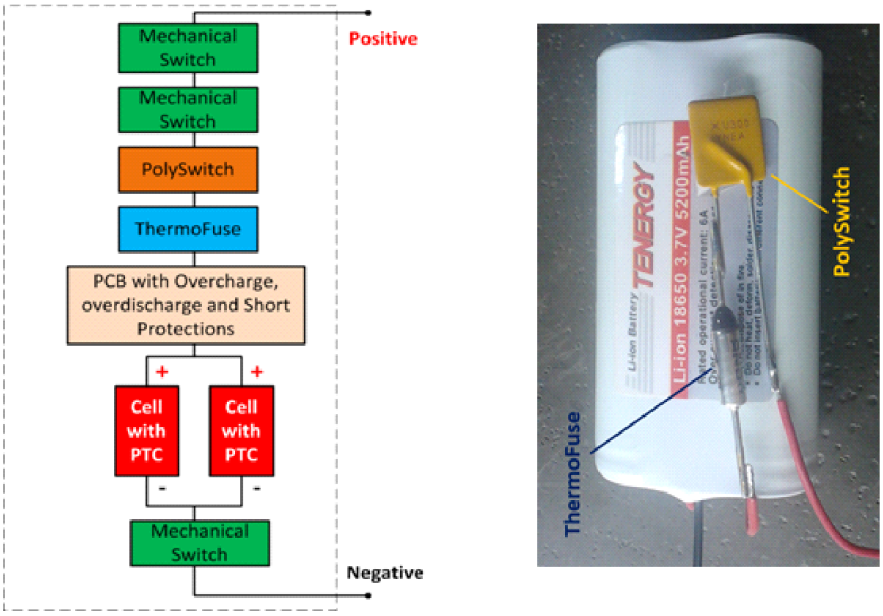
Figura A.2.5– Bateria de íons de lítio com duas células em paralelo.



Fonte: Produção do autor.

[30] Dispomível em: < http://www.gebattery.co/geb/EN/ProductList.asp?SortID=135&SortPath=0,133,135>. Acesso em: 30 abr. 2016.

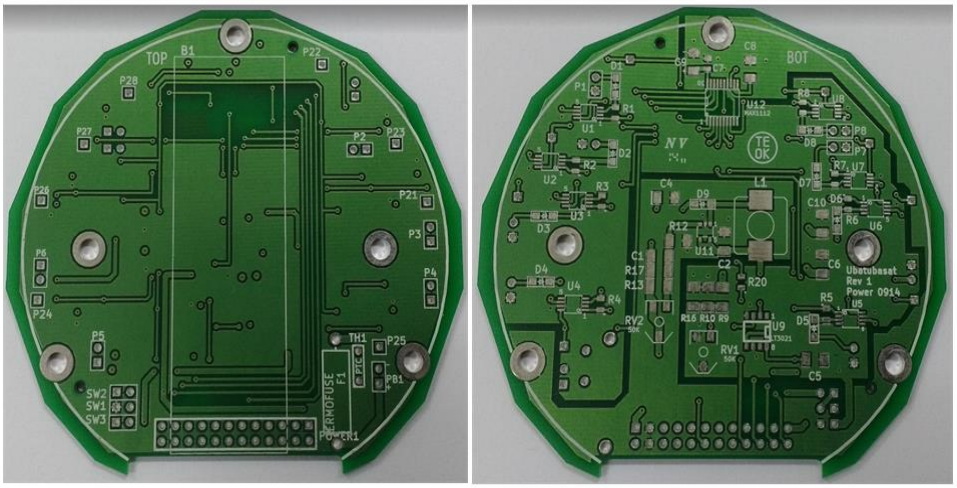
Figura A.2.6 – Bateria com componentes extras de proteção.



Fonte: Produção do autor.

A placa do subsistema de potência teve que passar por reprojeto com a adaptação para inclusão de conector e inclusão dos circuitos de proteção exigidos. A nova placa é apresentada na Figura A.2.7.

Figura A.2.7 – Nova placa de circuito impresso do subsistema de potência.

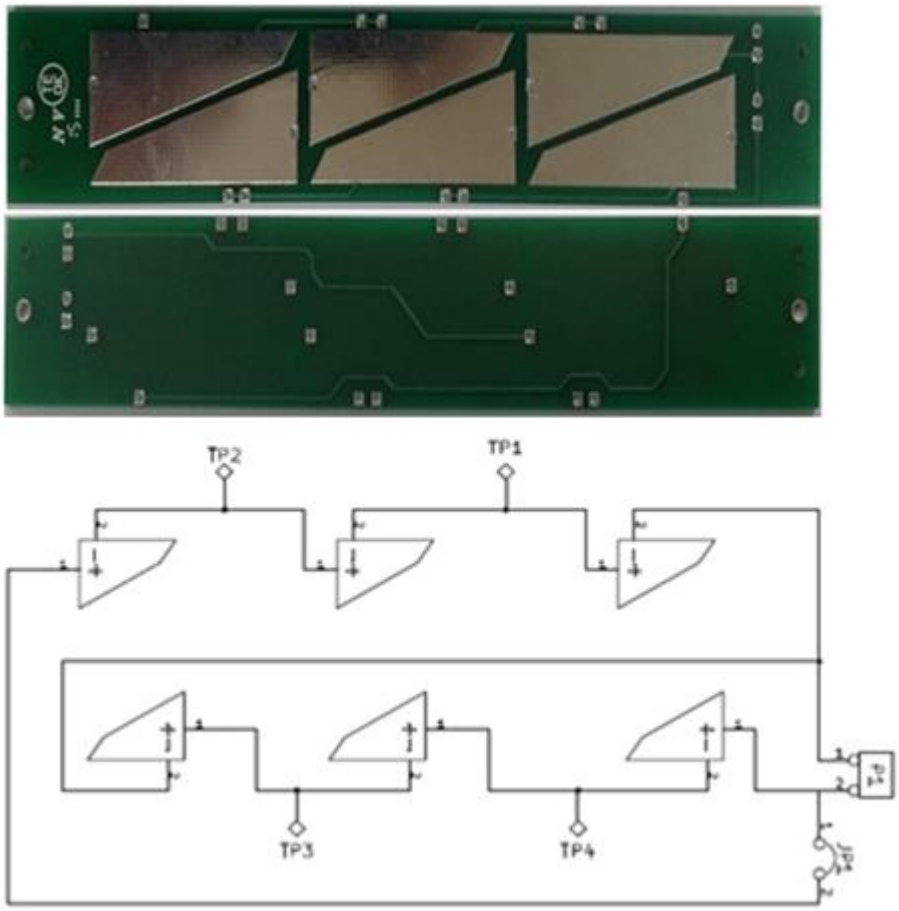


Fonte: Produção do autor.

Para a geração de energia para o picossatélite, oito painéis solares são montados em volta de sua estrutura. Como mostra a Figura A.2.8, cada painel contém um arranjo com seis células solares com terminais para monitoramento da tensão gerada e enviada via telemetria. A aquisição é realizada utilizando-se de um conversor A/D MAX1112 mediante a rotina de leitura desenvolvida em linguagem BasicX no computador de bordo (veja o apêndice A.4 para maiores informações).

Durante a luz do dia, as células solares fornecem energia para os subsistemas e cargas úteis, sendo a energia excedente armazenada na bateria para ser utilizada durante períodos de eclipse pelo picossatélite.

Figura A.2.8 – Placa e esquema elétrico do painel solar.



Fonte: Produção do autor.

A.3 – Reengenharia do Subsistema de Comunicações

Tendo em vista os processos da metodologia proposta, são apresentados a seguir nesta subseção: conceitos relacionados a enlaces de comunicações; resultados dos cálculos de enlaces de subida e descida; procedimentos de programação de frequência; modos de operação do transceptor.

A análise de enlace de comunicação é extremamente importante e foi realizada utilizando a planilha[31] da IARU através de parâmetros do subsistema como: potência de transmissão, frequência, taxa de dados e largura de faixa, entre outros. Esta avaliação utiliza as principais relações entre os parâmetros no cálculo do enlace inclusas numa planilha de cálculo e são descritos brevemente a seguir (LARSON E WERTZ, 1999).

A potência recebida no receptor (P_r) pode ser escrito em dB como:

$$P_r = P_t + G_t + G_r - (4\pi R^2 / \lambda)^2 \text{ [dBW]} \quad (4.1)$$

Onde: P_t:Potência transmitida, G_t: Ganho da antena de transmissão, G_r : Ganho da antena de recepção e λ: Comprimento de onda.

O produto da potência e o ganho da antena no transmissor é a Potência Irradiada Isotrópica Efetiva (***EIRP***):

$$EIRP = P_t + G_t \text{ [dBW]} \quad (4.2)$$

E o termo,

[31] Disponível em: < http://www.amsatuk.me.uk/iaru/AMSAT-IARU_Link_Model_Rev2.5.3.xls >. Acesso em: 05 maio 2016.

$(4\pi R^2/\lambda)^2$ = perda em propagação no espaço livre (4.3)

Em adição à perda em propagação no espaço livre, há também outras perdas como devido a condições atmosféricas e perdas na linha devido a conectores no transmissor e no receptor.

O ruído térmico ou ruído branco, distribuído igualmente sobre a banda inteira, é proporcional à largura de faixa de ruído; e a potência de ruído é dada por:

$$P_n = k.T_n.B_n \quad (4.4)$$

Onde: k: constante de Boltzmann, T_n: Temperatura física em Kelvin e B_n: Largura de faixa de ruído [Hz].

A figura de ruído (***NF***) é a taxa de degradação do sinal através de um circuito e é dada pela relação entre as relações sinal/ruído na entrada e na saída:

$$NF = (S/N)_E - (S/N)_S \quad (4.5)$$

A relação sinal / ruído (***S/N***) é a relação entre a potência do sinal e a potência do ruído presente no canal.

Em comunicações digitais, a figura de mérito é definida como a relação entre a energia de bit e a densidade de ruído E_b/N_o e está relacionada à relação sinal/ruído por:

$$S/N_{dB} = E_b/N_o + 10 \,.\, \log(f_b) - 10 \,.\, \log(B) \quad (4.6)$$

Onde: f_b: frequência do símbolo e B: largura de faixa.

Os sumários dos enlaces de descida e subida (utilizando a planilha da IARU) são apresentados nas Figuras A.3.1 e A.3.2 respectivamente. Os parâmetros

utilizados foram: elevação (5°); distância da estação terrena ao satélite (1754 km); frequência (437,5 MHz); outros parâmetros (apresentados nas próprias tabelas).

Figura A.3.1 – Sumário do enlace de descida.

Downlink Telemetry Budget:		
Parameter:	*Value:*	*Units:*
Spacecraft:		
Spacecraft Transmitter Power Output:	0,5	watts
In dBW:	-3,0	dBW
In dBm:	27,0	dBm
Spacecraft Total Transmission Line Losses:	1,9	dB
Spacecraft Antenna Gain:	2,2	dBi
Spacecraft EIRP:	-2,8	dBW
Downlink Path:		
Spacecraft Antenna Pointing Loss:	0,3	dB
S/C-to-Ground Antenna Polarization Loss:	0,2	dB
Path Loss:	150,2	dB
Atmospheric Loss:	2,1	dB
Ionospheric Loss:	0,4	dB
Rain Loss:	0,0	dB
Isotropic Signal Level at Ground Station:	-155,9	dBW
Ground Station (EbNo Method):		
------- Eb/No Method -------		
Ground Station Antenna Pointing Loss:	0,4	dB
Ground Station Antenna Gain:	17,5	dBi
Ground Station Total Transmission Line Losses	0,5	dB
Ground Station Effective Noise Temperature:	565	K
Ground Station Figure of Merrit (G/T):	-10,6	dB/K
G.S. Signal-to-Noise Power Density (S/No):	61,7	dBHz
System Desired Data Rate:	2400	bps
In dBHz:	33,8	dBHz
Telemetry System Eb/No for the Downlink:	27,9	dB
Demodulation Method Seleted:	AFSK/FM	
Forward Error Correction Coding Used:	None	
System Allowed or Specified Bit-Error-Rate:	1,0E-04	
Demodulator Implementation Loss:	1	dB
Telemetry System Required Eb/No:	21	dB
Eb/No Threshold:	22	dB
System Link Margin:	**5,9**	dB

Ground Station Alternative Signal Analysis Method (SNR Computation):		
---------- SNR Method ----------		
Ground Station Antenna Pointing Loss:	0,4	dB
Ground Station Antenna Gain:	17,5	dBi
Ground Station Total Transmission Line Losses	0,5	dB
Ground Station Effective Noise Temperature:	565	K
Ground Station Figure of Merrit (G/T):	-10,6	dB/K
Signal Power at Ground Station LNA Input:	-139,3	dBW
Ground Station Receiver Bandwidth (B):	15.000	Hz
G.S. Receiver Noise Power (Pn = kTB)	-159,3	dBW
Signal-to-Noise Power Ratio at G.S. Rcvr:	20,0	dB
Analog or Digital System Required S/N:	16,6	dB
System Link Margin	**3,4**	dB

Fonte: Produção do autor a partir da planilha da IARU.

Figura A.3.2 – Sumário do enlace de subida.

Uplink Command Budget:		
Parameter:	*Value:*	*Units:*
Ground Station:		
Ground Station Transmitter Power Output:	50,0	watts
In dBW:	17,0	dBW
In dBm:	47,0	dBm
Ground Stn. Total Transmission Line Losses:	3,6	dB
Antenna Gain:	17,5	dBi
Ground Station EIRP:	30,8	dBW
Uplink Path:		
Ground Station Antenna Pointing Loss:	0,4	dB
Gnd-to-S/C Antenna Polarization Losses:	0,2	dB
Path Loss:	150,2	dB
Atmospheric Losses:	2,1	dB
Ionospheric Losses:	0,4	dB
Rain Losses:	0,0	dB
Isotropic Signal Level at Spacecraft:	-122,4	dBW
Spacecraft (Eb/No Method):		
------- Eb/No Method -------		
Spacecraft Antenna Pointing Loss:	0,3	dB
Spacecraft Antenna Gain:	2,2	dBi
Spacecraft Total Transmission Line Losses:	1,7	dB
Spacecraft Effective Noise Temperature:	256	K
Spacecraft Figure of Merrit (G/T):	-23,7	dB/K
S/C Signal-to-Noise Power Density (S/No):	82,2	dBHz
System Desired Data Rate:	1200	bps
In dBHz:	30,8	dBHz
Command System Eb/No:	51,4	dB
Demodulation Method Seleted:	AFSK/FM	
Forward Error Correction Coding Used:	None	
System Allowed or Specified Bit-Error-Rate:	1,0E-04	
Demodulator Implementation Loss:	1,0	dB
Telemetry System Required Eb/No:	21	dB
Eb/No Threshold:	22	dB

Spacecraft Alternative Signal Analysis Method (SNR Computation):		
---------- SNR Method ----------		
Spacecraft Antenna Pointing Loss:	0,3	dB
Spacecraft Antenna Gain:	2,2	dBi
Spacecraft Total Transmission Line Losses:	1,7	dB
Spacecraft Effective Noise Temperature:	256	K
Spacecraft Figure of Merrit (G/T):	-23,7	dB/K
Signal Power at Spacecraft LNA Input:	-122,3	dBW
Spacecraft Receiver Bandwidth:	15.000	Hz
Spacecraft Receiver Noise Power (Pn = kTB)	-162,8	dBW
Signal-to-Noise Power Ratio at G.S. Rcvr:	40,5	dB
Analog or Digital System Required S/N:	14,4	dB
System Link Margin	**26,1**	dB

Fonte: Produção do autor a partir da planilha da IARU.

Além da potência de 500 mW do transmissor, o picossatélite também permite utilizar a potência de 100 mW para gerenciamento de energia. A Tabela A.3.1 apresenta (para potência de 100 mW do transmissor) as margens do enlace de descida de acordo com a elevação e método de cálculo utilizado (Eb/No ou SNR).

Tabela A.3.1 – Margens do enlace de descida com transmissor em 100 mW.

Elevação (graus)	**Distância da EstaçãoTerrena ao picossatélite (km)**	**Método Eb/No (dB)**	**Método SNR (dB)**
5	1754	-1,1	-3,6
16	1091	3,1	0,5
25	810	5,7	3,1
90	383	12,2	9,6

Fonte: Produção do autor.

A frequência de operação licenciada pelos órgãos reguladores internacionais para o picossatélite Tancredo-1 foi coordenada em 437,2 MHz tanto para enlace de subida como de descida operando em modo half duplex. O transceptor multicanal Radiometrix TR2M-436.50-10 (CH0) de FM faixa estreita de 25 kHz e o amplificador Radiometrix AFS2-436 são utilizados na placa do subsistema de Comunicações.

O canal k de uma frequência a ser programada no transceptor é calculado a partir da equação (4.7) derivada das equações apresentadas no manual do componente TR2M[32].

$$k = (Freq\ Alocada - Freq\ Inicial) / Largura\ \ Faixa\ FM \qquad (4.7)$$

Assim temos:

[32] Disponível em: <http://www.radiometrix.com/node/187>. Acesso em: 05 maio 2016.

$$k = (437{,}2 - 436{,}5).\ 10^6 / 25\ 10^3 = 28 \qquad (4.8)$$

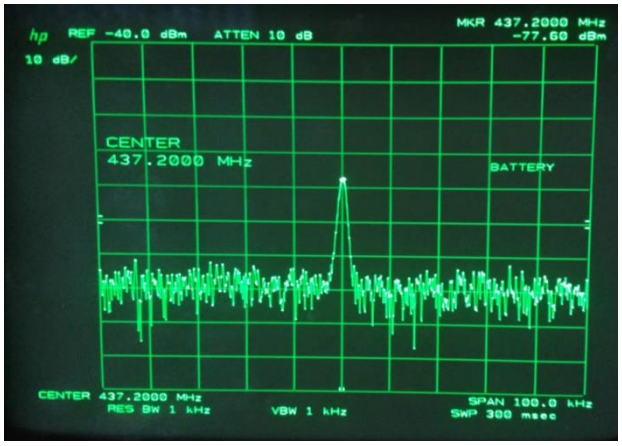
A programação da frequência de operação, 437,2 MHz, deve ser feita através do pino PGM do transceptor via comando /GOCHAN[número_do_canal] de um microcomputador com padrão serial RS232-C (2400-8-N-1).

Portanto, o transceptor deve ser programado serialmente através do comando:

- **/GOCHAN28.**

A confirmação da frequência programada pode ser vista através de um analisador de espectro ou frequencímetro. A Figura A.3.3 apresenta a tela do analisador de espectros HP8568B com a frequência programada.

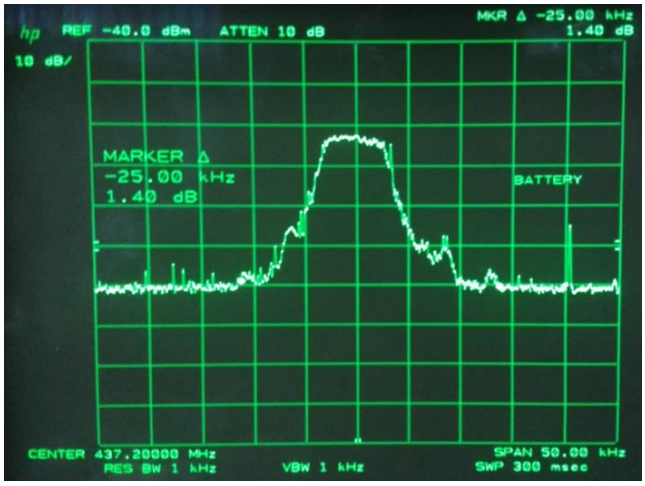
Figura A.3.3 – Visualização da frequência programada.



Fonte: Produção do autor.

O transceptor utilizado, TR2M, é multicanal com faixa FM de 25 kHz. Essa largura de faixa pode ser verificada através da modulação da portadora (437,2 MHz) com sinal de áudio mp3 e utilizando o analisador de espectros com a função `MAX HOLD` ativada. A Figura A.3.4 apresenta a realização da verificação da largura de faixa de um canal de FM do transceptor.

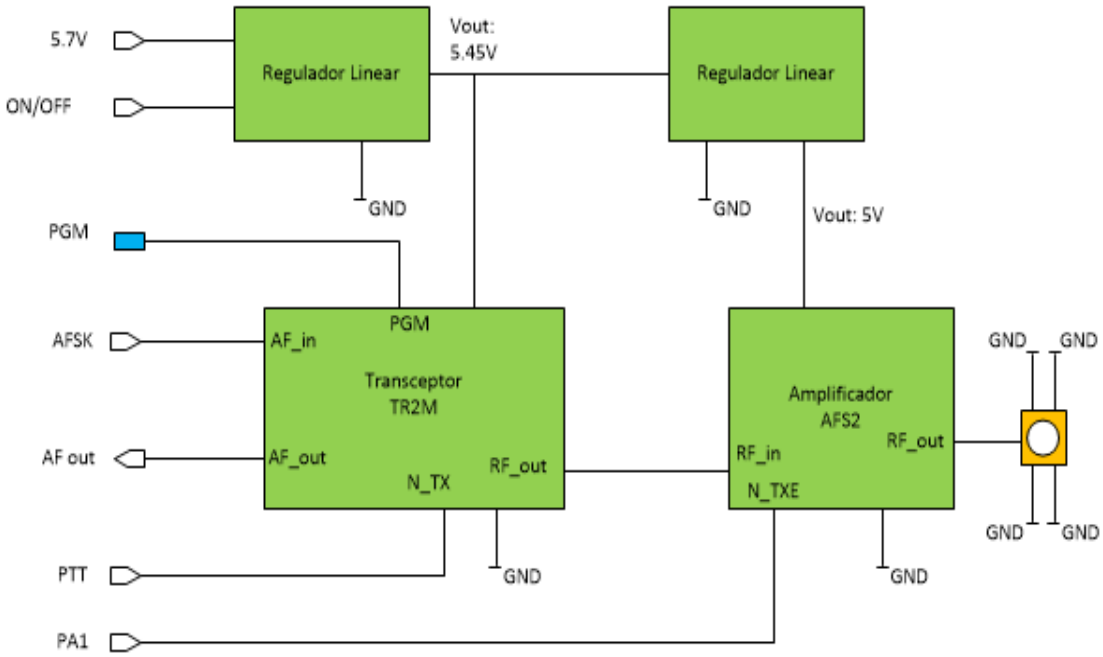
Figura A.3.4 – Largura de faixa FM com sinal de mp3.



Fonte: Produção do autor.

O diagrama de blocos do subsistema de comunicações com os sinais de controle e alimentação definidos no barramento é apresentado na Figura A.3.5.

Figura A.3.5 – Diagrama de blocos do subsistema de comunicações.



Fonte: Produção do autor.

Os sinais de seleção do modo de operação do subsistema de comunicações são apresentados na Tabela A.3.2.

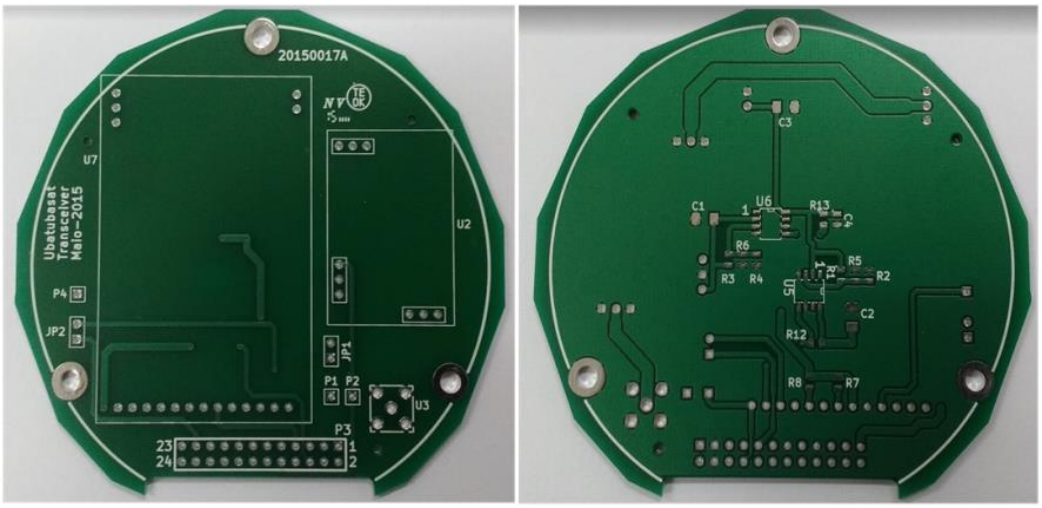
Tabela A.3.2 – Modo de operação do subsistema de comunicações.

Placa Transceptora		
PTT	**PA1**	**Modo**
1	1	Recepção
0	1	Transmissão 100 mW
0	0	Transmissão 500 mW

Fonte: Produção do autor.

A nova placa do subsistema de comunicações com todas as alterações é apresentada na Figura A.3.6.

Figura A.3.6 - Vistas superior e inferior da placa do subsistema de comunicações.

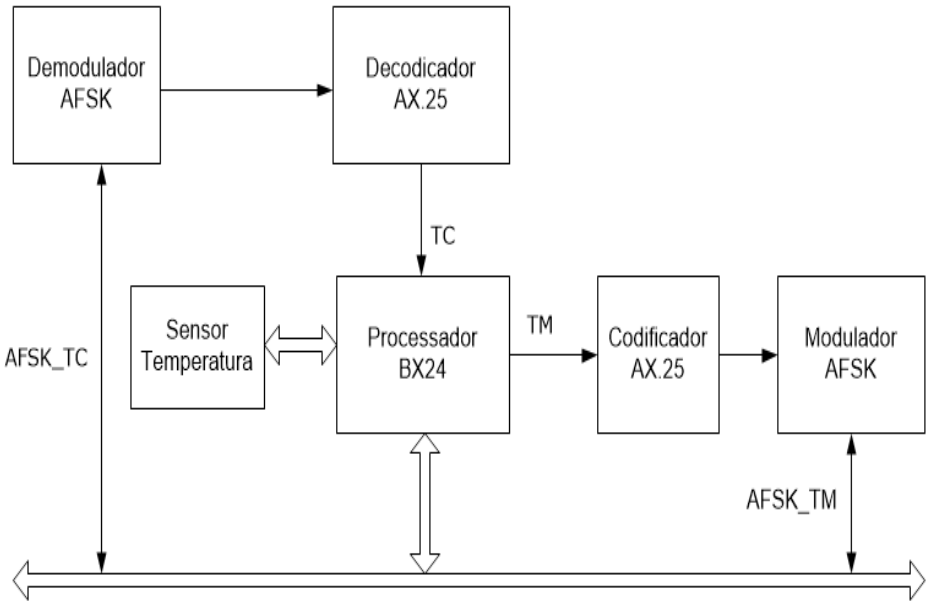


Fonte: Produção do autor.

A.4 – Reengenharia do Subsistema de Computador de Bordo

O projeto da nova concepção do computador de bordo com barramento de dados, apresentada na Figura A.4.1, deveria utilizar preferencialmente componentes qualificados de voo em razão do ambiente espacial com temperaturas hostis e radiações. Devido ao custo, desses componentes qualificados espacialmente e para mitigar riscos, poder-se-ia utilizar componentes COTS com históricos de voos com sucessos.

Figura A.4.1 – Diagrama de blocos do Controlador.

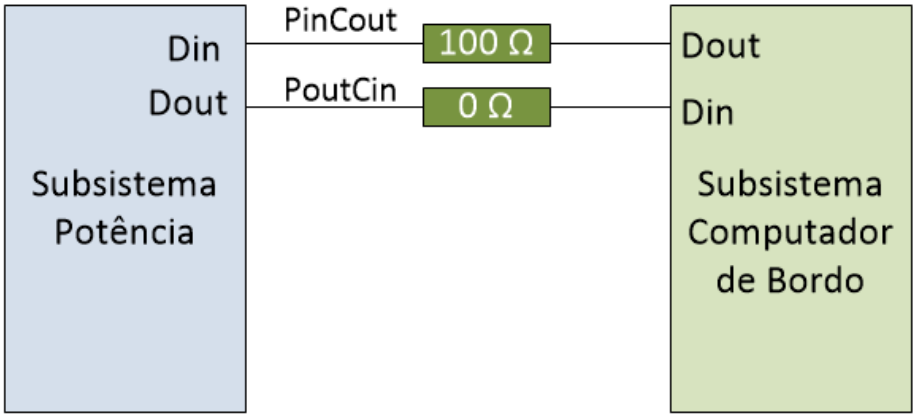


Fonte: Produção do autor.

Os dados do conversor A/D dos painéis solares são lidos serialmente utilizando-se os mesmos sinais de controle que dão acesso à memória EEPROM serial do computador de bordo. Essa memória está localizada internamente no módulo Processador BX24 e os seus sinais de controle estão disponíveis no barramento de dados.

Assim, o problema surgido de não carregamento do firmware, como mencionado anteriormente no item Reengenharia da plataforma *TubeSat*, se deve ao não casamento de impedâncias entre a placa do computador de bordo do subsistema controlador e o circuito de conversão análogo-digital do subsistema de potência. Esse problema somente ocorre quando os subsistemas são integrados e foi resolvido, conforme a Figura A.4.2, através de casamento de impedância para evitar reflexões de sinal com a inserção de um resistor em série na interligação entre os dois subsistemas.

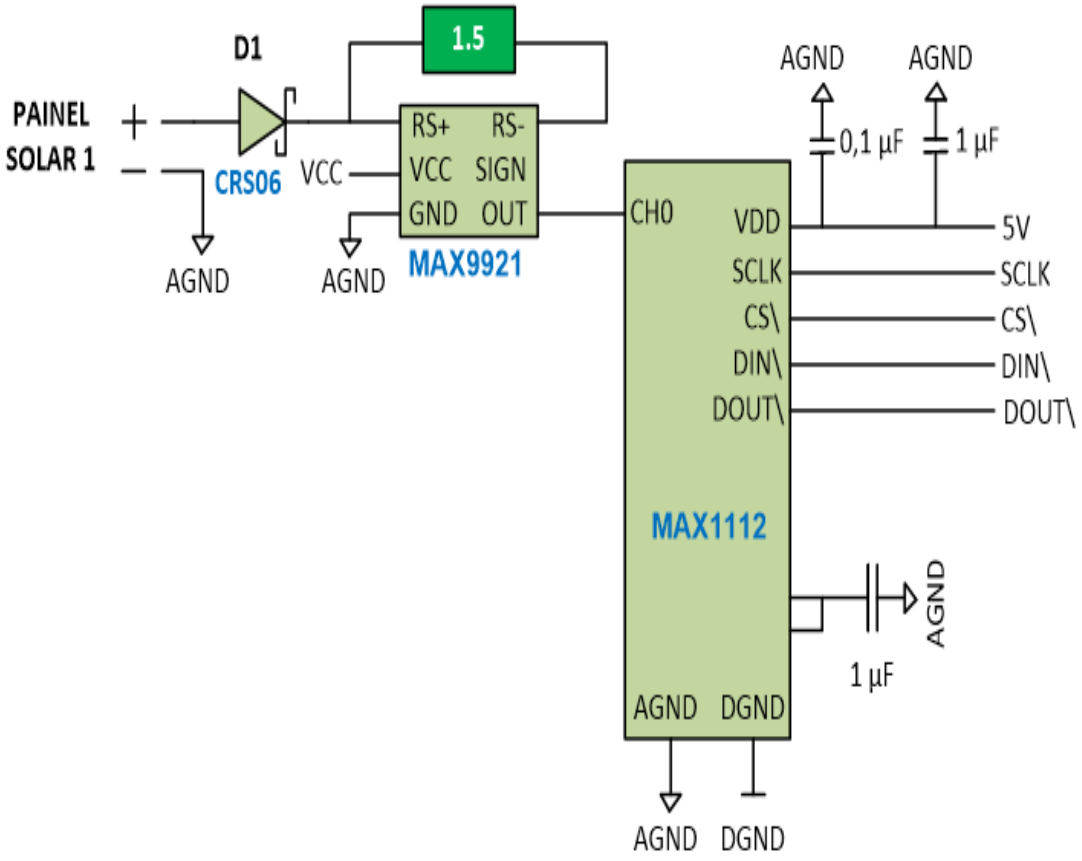
Figura A.4.2 – Esquema adotado para o funcionamento do computador de bordo para aquisição de dados seriais.



Fonte: Produção do autor.

A Figura A.4.3 apresenta o circuito de aquisição de dados do painel solar (apenas o painel solar 1 é mostrado) utilizando o sensor de corrente MAX9929 e conversor análogo-digital MAX1112. O diodo D1 é utilizado para evitar o fluxo de corrente da bateria para o painel solar quando não houver iluminação.

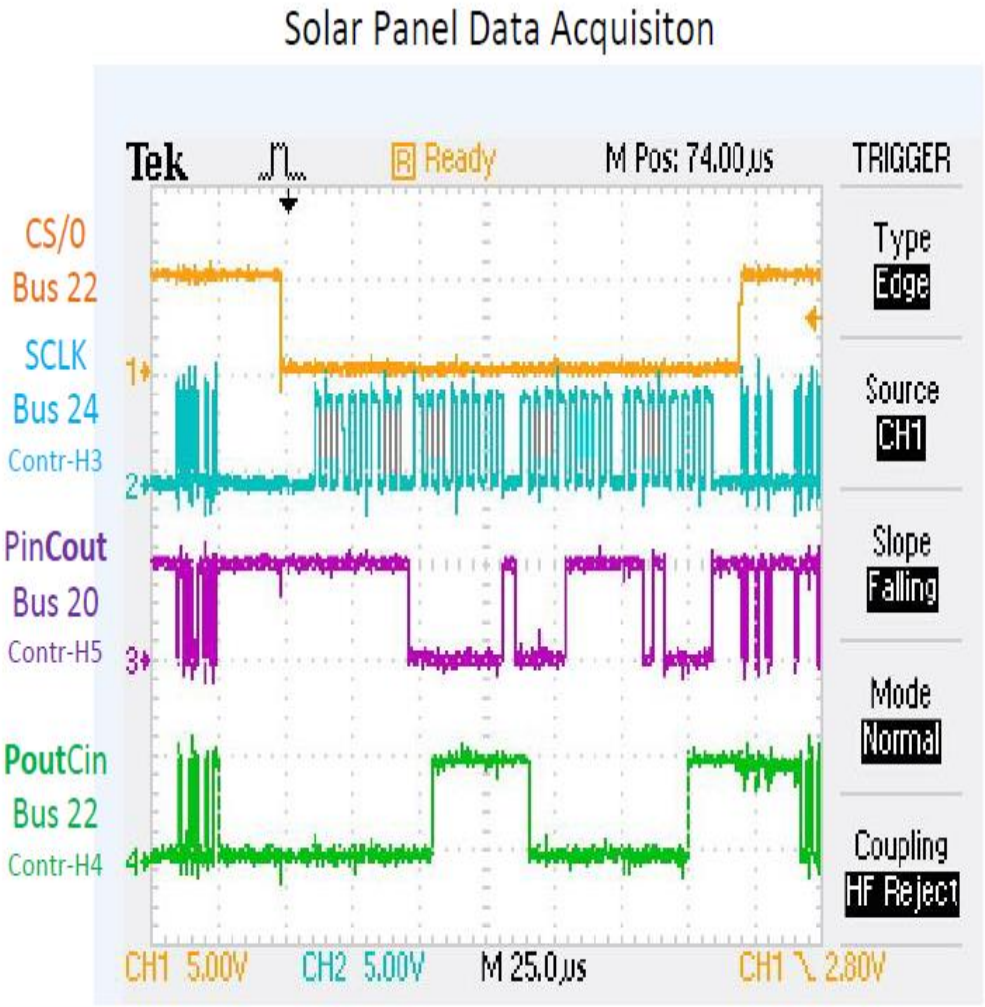
Figura A.4.3 – Circuito de leitura da corrente do painel solar.



Fonte: Adaptado de IOS(2011).

A aquisição dos dados do conversor é feita através de comandos via Computador de Bordo utilizando interface SPI (*Serial Peripheral Interface*) com os sinais **SCK, CS/, DIN** e **DOUT**. A Figura A.4.4 ilustra o processo com os sinais **CS/0, PinCout** e **PoutCin** correspondendo respectivamente a **CS/, DIN** e **DOUT.**

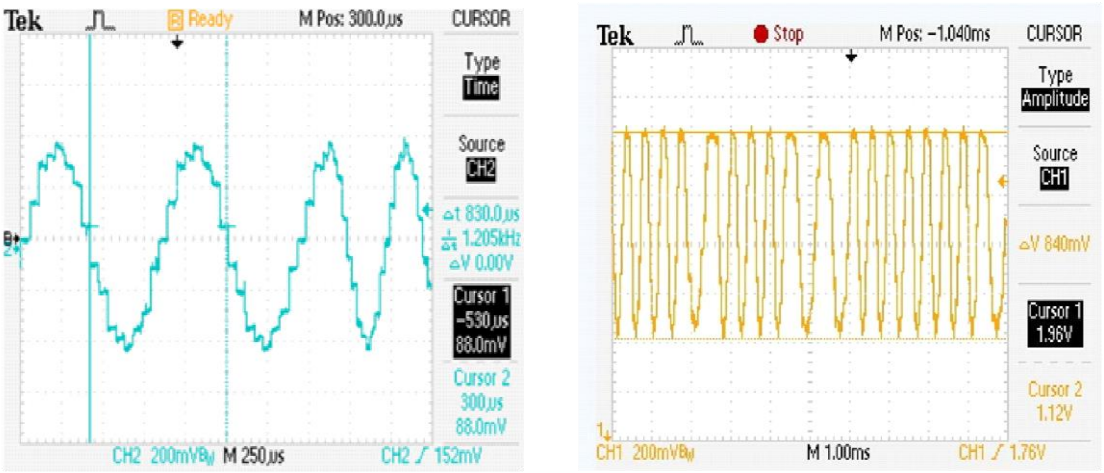
Figura A.4.4 – Aquisição de dados do painel solar.



Fonte: Produção do Autor

O sinal AFSK é modulado a partir dos dados transmitidos pelo computador de bordo e a taxa de dados pode ser verificada num osciloscópio digital, como ilustra a Figura A.4.5, assim como a amplitude pode ser ajustada e verificada.

Figura A.4.5 – Visualização do sinal AFSK.



Fonte: Produção do autor.

O *TubeSat* original não apresenta nenhum sensor que possibilite obter a sua temperatura interna entretanto esta é uma medida fundamental para mitigar riscos de seu funcionamento operacional.

De acordo com a temperatura podemos prolongar a vida útil do picossatélite através de desligamento de cargas úteis e transceptor/amplificador quando estiverem fora das suas faixas operacionais.

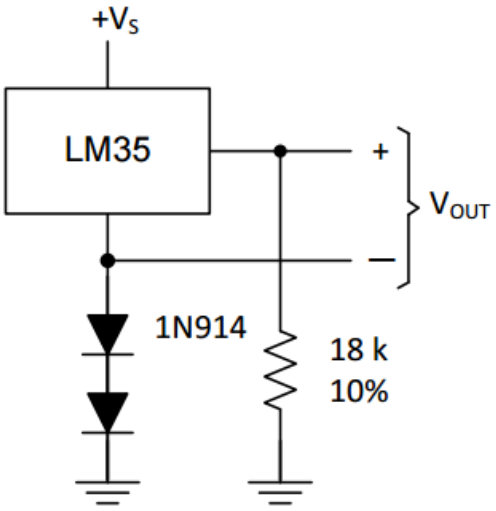
Devido ao espaço disponível internamente e às portas de entrada/saída limitadas, não foi instalado nenhum aquecedor ou resfriador ativo. Apenas um sensor de temperatura foi instalado em todo o picossatélite que está localizado próximo ao computador de bordo.

O sensor de temperatura utilizado é o LM35 conforme ilustra a Figura A.4.6. O circuito permite a leitura de temperatura de -55°C a + 150 C. Como as portas

analógicas do controlador BX24 podem somente tratar tensões positivas, a entrada negativa do LM35 é polarizada usando o par de diodos 1N914.

O LM35 é alimentado pela linha de 5V regulado do BX24, que apresenta conversores ADC de 10 bits ou 1024 passos de aproximadamente 4,8 mV. Como o LM35 apresenta variação de 10mV por grau Celsius podemos então medir com uma precisão de 0,5°C. A leitura da tensão de temperatura **`Vout`** é realizada de forma mais acurada lendo duas portas do BX24 ligadas ao LM35[33] conforme a Figura A.4.6 para compensar o desvio de tensão dos diodos com a temperatura.

Figura A.4.6 - Sensor de temperatura de -55°C a + 150 C .



Fonte: Datasheet LM35 (Texas Instruments).

Uma rotina de leitura da temperatura em BasicX desenvolvida pelo autor é apresentada a seguir.

[33] Datasheet disponível em: < http://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm35.pdf >. Acesso em: 05 maio 2016.

```
Private Sub Read_Temperature()

Temp1=GetADC(+)                          ;leitura da temperatura

TempRef=GetADC(-)                        ;leitura do valor de referência

TEMP=(Temp1-TempRef)

TEMPEng=CSng(TEMP)

TEMPEng =100.0*(TEMPEng*5.0)/1023.0     ;'calibração: 10mV por Celsius

Debug.Print "Temperature = " & Fmt(TEMPEng,1) & " C"

End Sub
```

De acordo com a Resolução 449 e o Artigo 19 da ITU é necessária a alocação de um indicativo de satélite para transmissão nas frequências alocadas para o serviço de radioamador. O indicativo alocado para o picossatélite Tancredo-1 é o **PY0ETA** que deve ser programado no componente PIC16f628A gravado com o software DataTrak desenvolvido pela Ringolake. A programação deve ser feita, via terminal RS232C configurado em 9600-8-1, conforme procedimentos descritos abaixo:

a) Colocar o jumper de programação do PIC16F628A;

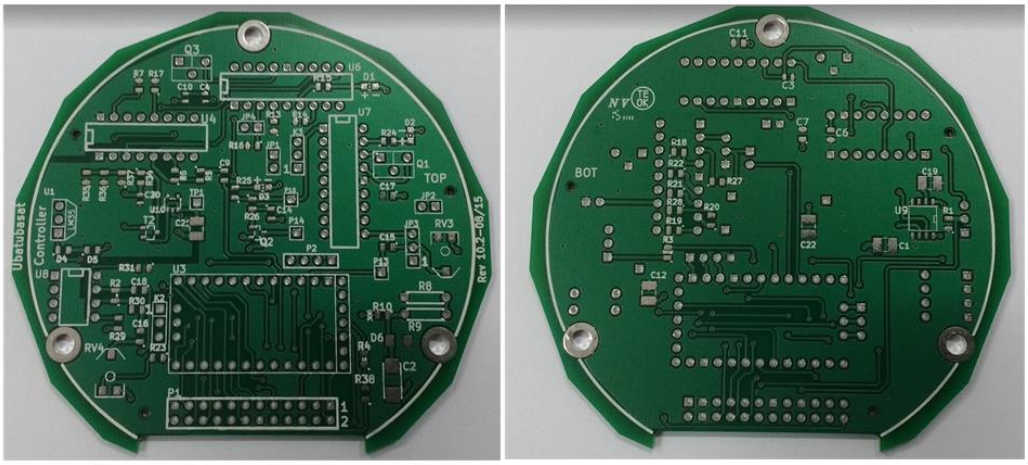
b) No terminal quando aparecer **MYCALL**, digitar o prefixo **PY0ETA;**

c) Em **TXDELAY,** programar com 45 que corresponde a um atraso de 300 ms no envio de dados;

d) Remover o jumper.

Como resultado do processo de reengenharia, a nova placa reprojetada do computador de bordo com conector para barramento linear é apresentada na Figura A.4.7.

Figura A.4.7 - Vistas da nova placa do computador de bordo.



Fonte: Produção do Autor.

A.5 – Reengenharia do Subsistema de Estrutura

As chaves de inibição fixadas na estrutura funcionam como itens de segurança física e como itens RBF (*Remove Before Flight*) de *CubeSat*. Estas chaves deverão estar sempre abertas com o picossatélite dentro do ejetor *TuPOD* por restrição da NASA/JAXA. Semelhantemente, as chaves deverão estar fechadas para ativação de funcionamento quando o picossatélite estiver fora do ejetor *TuPOD*.

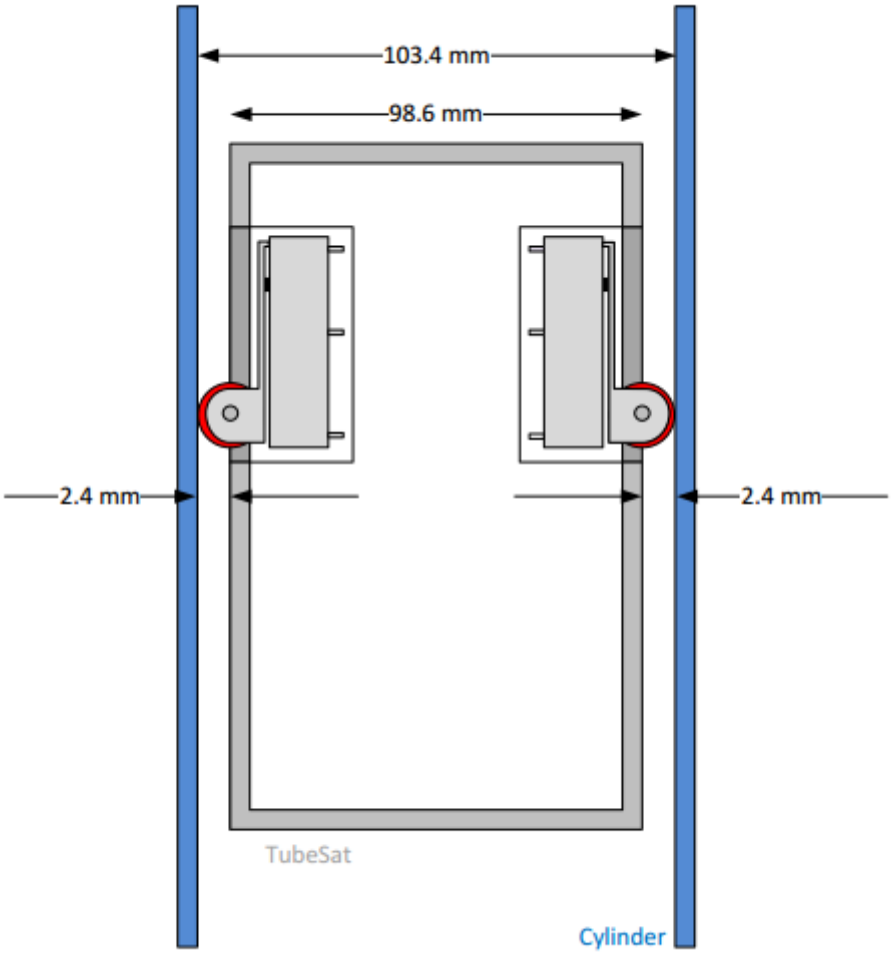
As chaves de inibição da OMRON[34] foram selecionadas e testadas para comprovar o atendimento das especificações e restrições impostas. O Apêndice G apresenta os procedimentos de testes e resultados obtidos. A Figura A.5.1 apresenta as dimensões da estrutura com as chaves de inibição dentro de cilindro ejetor com o mesmo diâmetro interno do TuPOD.

Na situação com o picossatélite fora do cilindro de ejeção, as chaves de inibição ficam todas ligadas e consequentemente o sistema fica energizado. Para manter o picossatélite desligado, foi projetado um artefato metálico, como mostrado na Figura A.5.2, de fácil manipulação que permite manter, ao mesmo tempo, duas chaves opostas da estrutura pressionadas desacoplando linhas de potência do barramento principal. Este artefato de fácil colocação e também de remoção funciona como um item RBF e permite ligar e desligar o picossatélite sem a necessidade do cilindro ejetor.

---

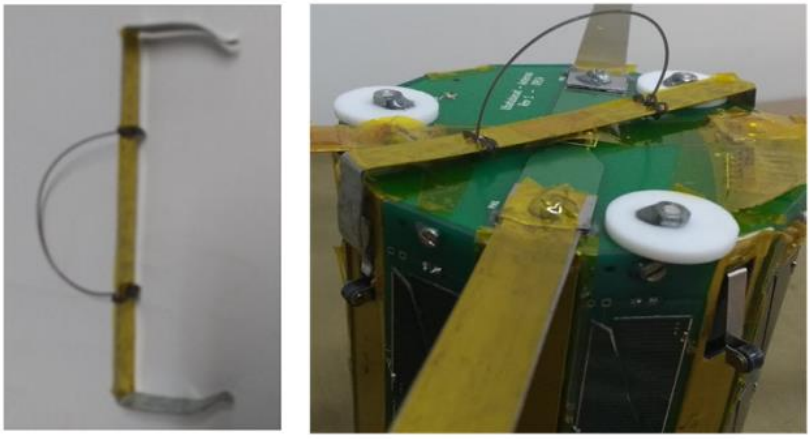
[34] OMRON ELECTRONIC COMPONENTS LCC: Model SS-5GL2.

Figura A.5.1 – Chaves de Inibição dentro do cilindro ejetor.



Fonte: Produção do autor.

Figura A.5.2 – Artefato concebido como “Remove Before Flight”.



Fonte: Produção do autor.

Para facilitar a ejeção da plataforma do ejetor, foram adaptados discos deslizadores de teflon ajustáveis na estrutura tanto na parte superior como na inferior. Esses deslizadores podem ser ajustados dentro do cilindro ejetor para que ocorra o movimento suave da plataforma no sentido longitudinal minimizando o movimento transversal. A Figura A.5.3 mostra os deslizadores de teflon superiores e inferiores adaptados na plataforma dentro e fora do cilindro ejetor.

Figura A.5.3 – Ajustes finos de compatibilidade do picossatélite com o cilindro ejetor.

Fonte: Produção do autor.

A.6 – Reengenharia do Subsistema de Controle Térmico

O espaço é um ambiente hostil com muitas fontes de calor, como fluxo solar na órbita prevista do picossatélite em torno de 1367 W/m2 no verão, o albedo (em torno de 30%), radiação infravermelha da Terra (255 K) e espaço profundo (3 K em eclipse) (Fortescue, 2011). Portanto o satélite, e consequentemente os seus componentes, estão expostos a mudanças grandes de temperatura que não são tolerados principalmente por componentes COTS.

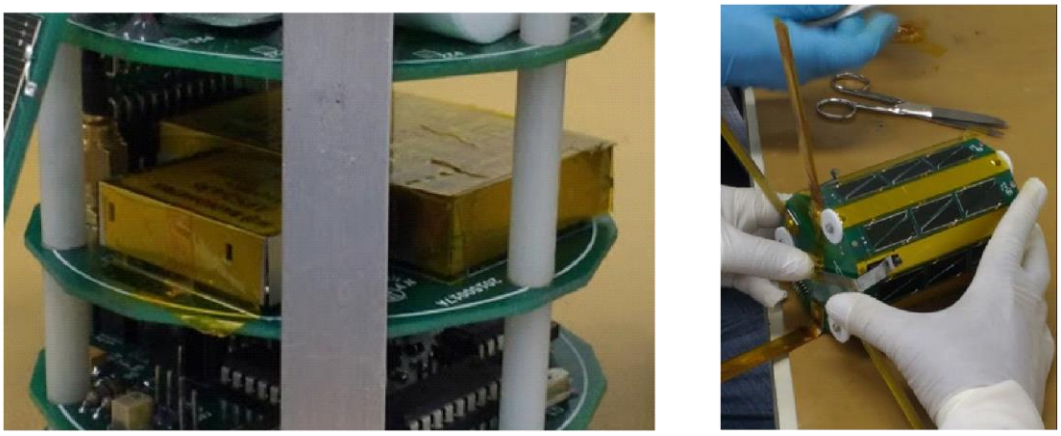
Para manter a temperatura dos componentes dentro de suas faixas de operação, o subsistema de Controle Térmico deve manter o balanço térmico entre o calor absorvido e emitido. Esse controle pode ser feito por sistemas ativos ou passivos. O controle térmico ativo já foi explanado na Política de Gerenciamento Térmica embarcada no software de bordo na seção 4.9 sendo aqui omitida. Para o controle térmico passivo uma descrição em detalhes segue.

Neste reprojeto do subsistema térmico devido a limitações, como tamanho da estrutura e potência disponível, foi utilizada uma abordagem mista de forma passiva com a colocação de filme de poliamida Kapton em componentes críticos e nas superfícies de alumínio entre os painéis solares e uma forma ativa, ligando componentes internos do picossatélite para aquecer ou manter aquecido os componentes eletrônicos. Essas técnicas de controle da temperatura são apenas para mitigar os efeitos da variação da temperatura e poderão não ser suficientes, como por exemplo, em períodos de intensa atividade solar.

A Figura A.6.1 apresenta o isolamento de componentes por *Kapton*, filme de poliamida, que também nesse projeto, está sendo utilizado para ajudar o subsistema estrutural a proteger os componentes eletrônicos da radiação

ionizante, durante o período estimado de três meses do satélite, no espaço. Os componentes podem ser danificados pela exposição acumulada à radiação ionizante (TID) ou por uma simples partícula de alta energia (SEE). Para uma melhor proteção dos componentes, seriam necessárias várias camadas de *Kapton* e outros materiais, contra radiação ionizante.

Figura A.6.1 – Proposta de controle térmico passivo com isolamento por *Kapton*.



Fonte: Produção do autor.

A.7 –Reengenharia da Carga Útil Educacional

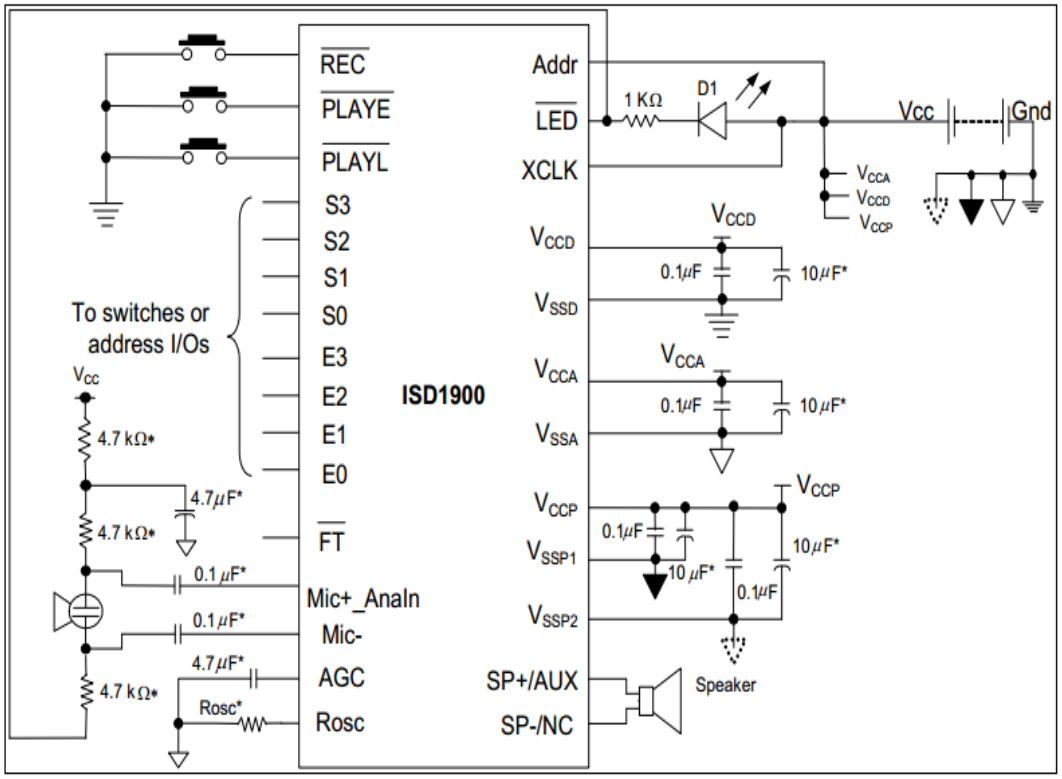
O chip escolhido foi o da família ISD9100 de categoria industrial, com temperatura de operação entre -40 ^{o}C a 85°C, que permite gravação total de 42,6 segundos com frequência de amostragem de 12 kHz.

Devido a restrições de endereçamento físico do computador de bordo, optou-se em definir apenas duas regiões de memória que permitem as gravações de aproximadamente 12 e 24 segundos.

A Figura A.7.1 apresenta o esquema elétrico utilizado como base para o desenvolvimento da carga útil no modo endereço.

A gravação de áudio, na memória do ISD1900, é realizada com o sinal REC/ em nível 0 e os sinais PLAYE/ e PLAYL/ em nível 1. Em contrapartida, a reprodução de áudio, da memória do ISD1900, é realizada com os sinais PLAYE/ (ou PLAYL/) em nível 0 e REC/ em nível 1. Essas duas regiões da memória do ISD9100 foram definidas conforme os endereços na Tabela A.7.1.

Figura A.7.1 – Gravador/Reprodutor de Voz



Fonte: Nuvoton (2005).

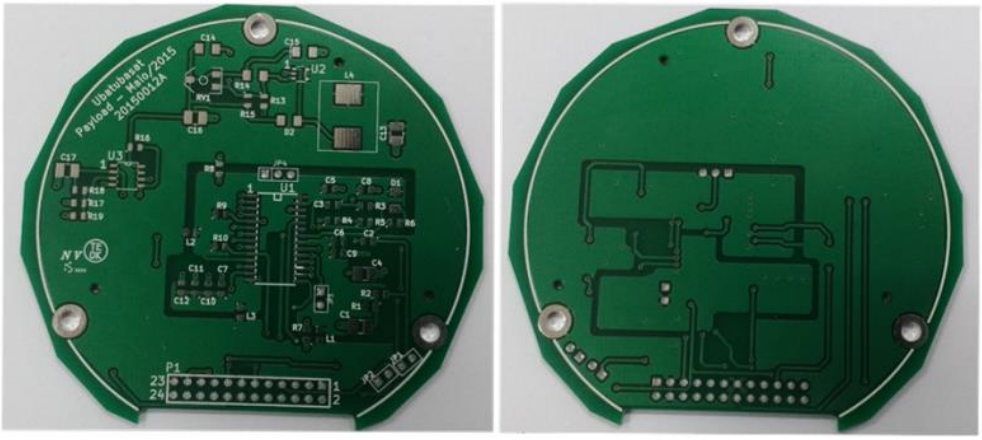
Tabela A.7.1– Regiões de Memórias Utilizadas do ISD9100.

$\mathbf{S_3}S_2S_1S_0$	$E_3\mathbf{E_2}E_1E_0$	**Duração (s)**	**Região**
0 0 0 0	1 **0** 0 0	22,72	1
1 0 0 0	1 **1** 0 0	11,36	2

Fonte: Produção do Autor.

A placa de carga útil educacional da Escola Tancredo Neves, mostrada na Figura A.7.2, foi montada na maior parte pelos alunos da escola e a outra parte, com componentes mais críticos, mediante ajuda do INPE.

Figura A.7.2 – Placas concebidas para o Gravador e Reprodutor de Voz.

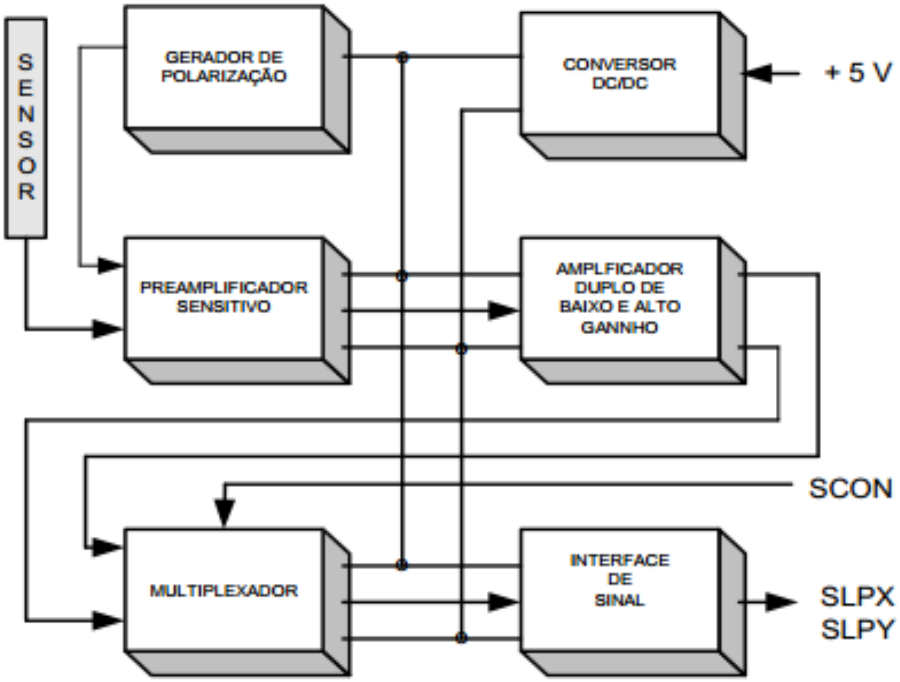


Fonte: Produção do Autor.

A.8 – Reengenharia da Carga Útil Científica

A Sonda de Langmuir desenvolvida pela Divisão de Aeronomia do INPE, ilustrada na Figura A.8.1, consiste de um sensor ionosférico de corrente de elétrons que são convertidos em níveis de tensão por um pré-amplificador sensitivo e que são novamente amplificados com ganhos alto e baixo. Por fim, esses níveis são disponibilizados de forma multiplexada. O controle de multiplexação é realizado pela próprio instrumento sem a interferência do computador de bordo.

Figura A.8.1 – Diagrama de blocos da Sonda de Langmuir.

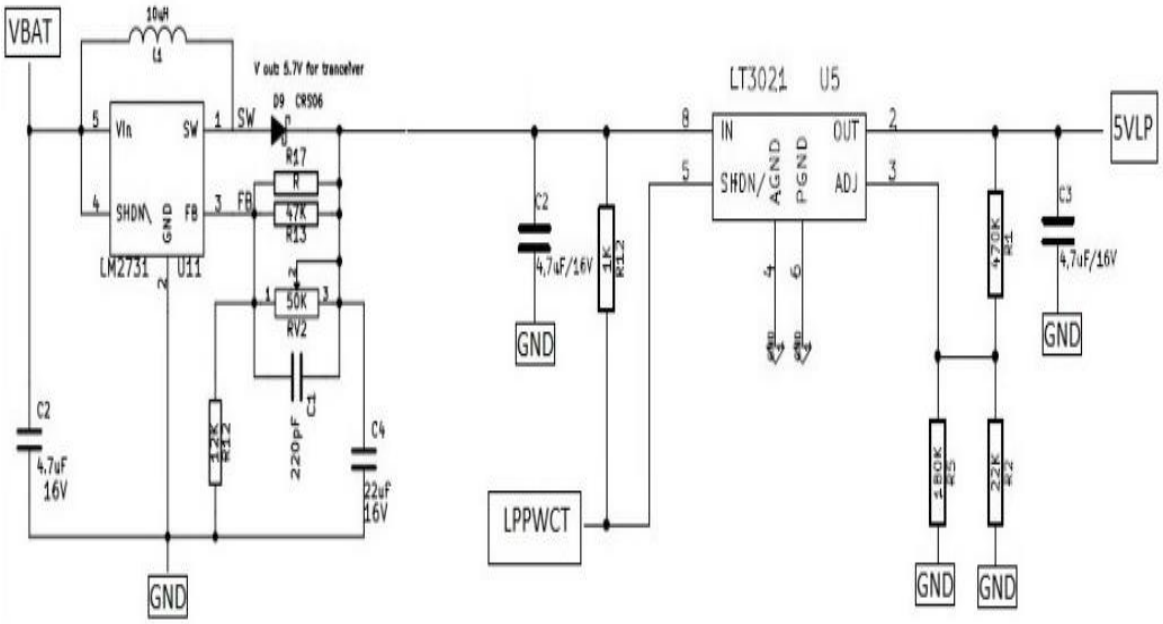


Fonte: INPE (Laboratório Iono-Sonda, 2015).

A Sonda de Langmuir desenvolvida necessita para o seu funcionamento uma tensão de alimentação regulada de 5 volts e corrente em torno de 150 mA. Para esse propósito, foi projetado um novo circuito, Figura A.8.2, utilizando um conversor DC/DC alimentado via uma linha da bateria presente no barramento.

Esse novo circuito foi deslocado para a outra placa de carga útil (educacional) devido à área livre disponível e restrições de espaço físico no subsistema de potência e da própria placa da Sonda de Langmuir. Através do sinal de controle LPPWCT, o circuito permite que a alimentação para a sonda seja cortada em casos de necessidade, como por exemplo, para economizar a energia da bateria.

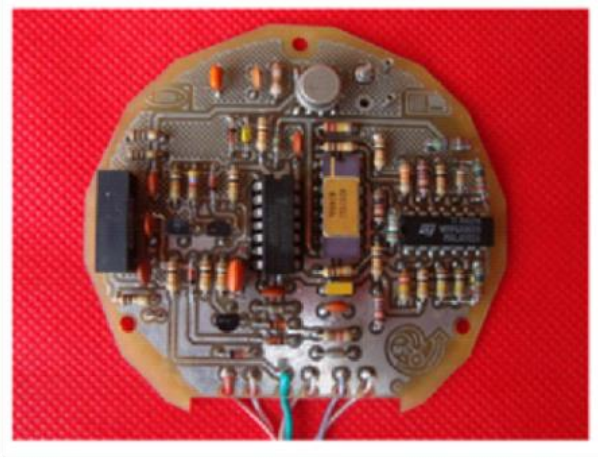
Figura A.8.2 – Circuito de fornecimento de alimentação para a Sonda de Langmuir.

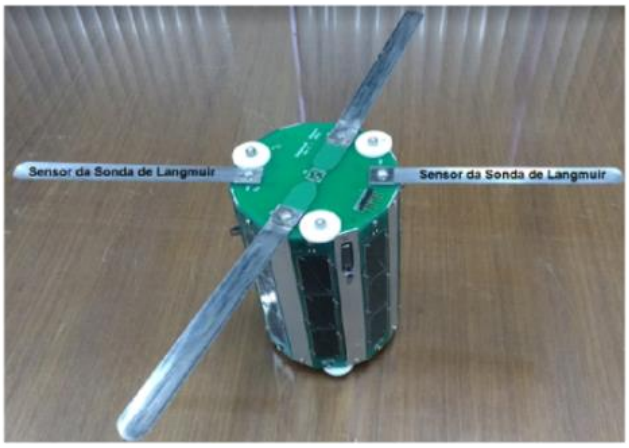


Fonte: Produção do Autor.

A sonda de Langmuir (Figura A.8.3a) apresenta um sensor metálico flexível, Figura A.8.3b, montado na tampa superior do picossatélite para coleta dos seus dados úteis na ionosfera.

Figura A.8.3 – Detalhes da Sonda de Langmuir (esquerda) e do seu sensor (direita).





(a) (b)

Fontes:(a) INPE (Laboratório Iono-Sonda, 2015) e (b) Produção do autor.

A.9 – Reengenharia do Software de Bordo

Do conceito de reengenharia da metodologia proposta, neste caso, formalmente não se aplica, pois se trata de um desenvolvimento através do processo de Engenharia Direta. A comunicação entre o solo e o picossatélite é *half-duplex,* devido ao transceptor utilizado no sistema espacial, e assim o envio de telemetria e o recebimento de telecomando não podem ser realizados simultaneamente. Um dos requisitos exigidos por órgãos reguladores de frequência é a capacidade de interrupção da transmissão do sistema espacial quando for solicitada. Assim, uma janela temporal (intervalo de tempo) para recebimento de telecomandos é fundamental e deve existir em todos os ciclos básicos de operação do picossatélite.

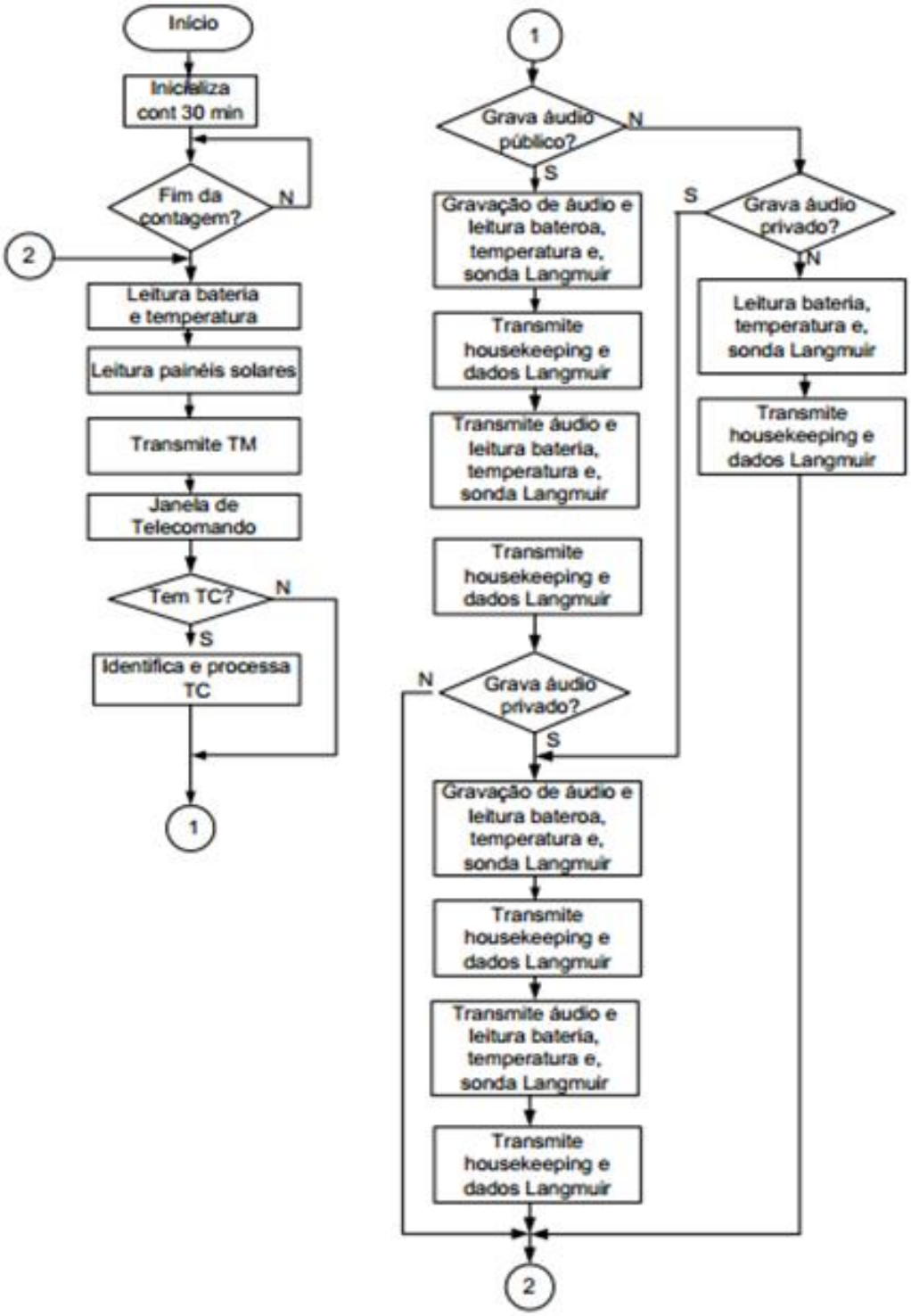
O fluxograma do software do picossatélite Tancredo-1 no modo de operação típico é apresentado na Figura A.9.1. A seguir, são descritas as principais tarefas em cada trecho do programa de forma sequencial. O projeto do código sequencial apresentou melhor desempenho do que uma versão multitarefas utilizando *threads* de controle que seriam possíveis usando a API do BasicX.

Quando picossatélite é ejetado e sua alimentação é habilitada e o programa entra em estado de espera por aproximadamente 30 minutos sem nenhuma irradiação de frequência, de acordo com requisito de segurança exigido pela JAXA/NASA.

Na etapa seguinte, é feita a leitura da tensão da bateria para se determinar a potência disponível para transmissão (100 mW ou 500mW) e também a leitura do sensor de temperatura da plataforma para ativar, se necessário, os procedimentos de aquecimento ou resfriamento do picossatélite. A seguir, são

executadas as leituras dos painéis solares, bateria e temperatura que são transmitidas por radiodifusão.

Figura A.9.1 - Diagrama de Blocos do Software do Tancredo-1.



Fonte: Produção do autor.

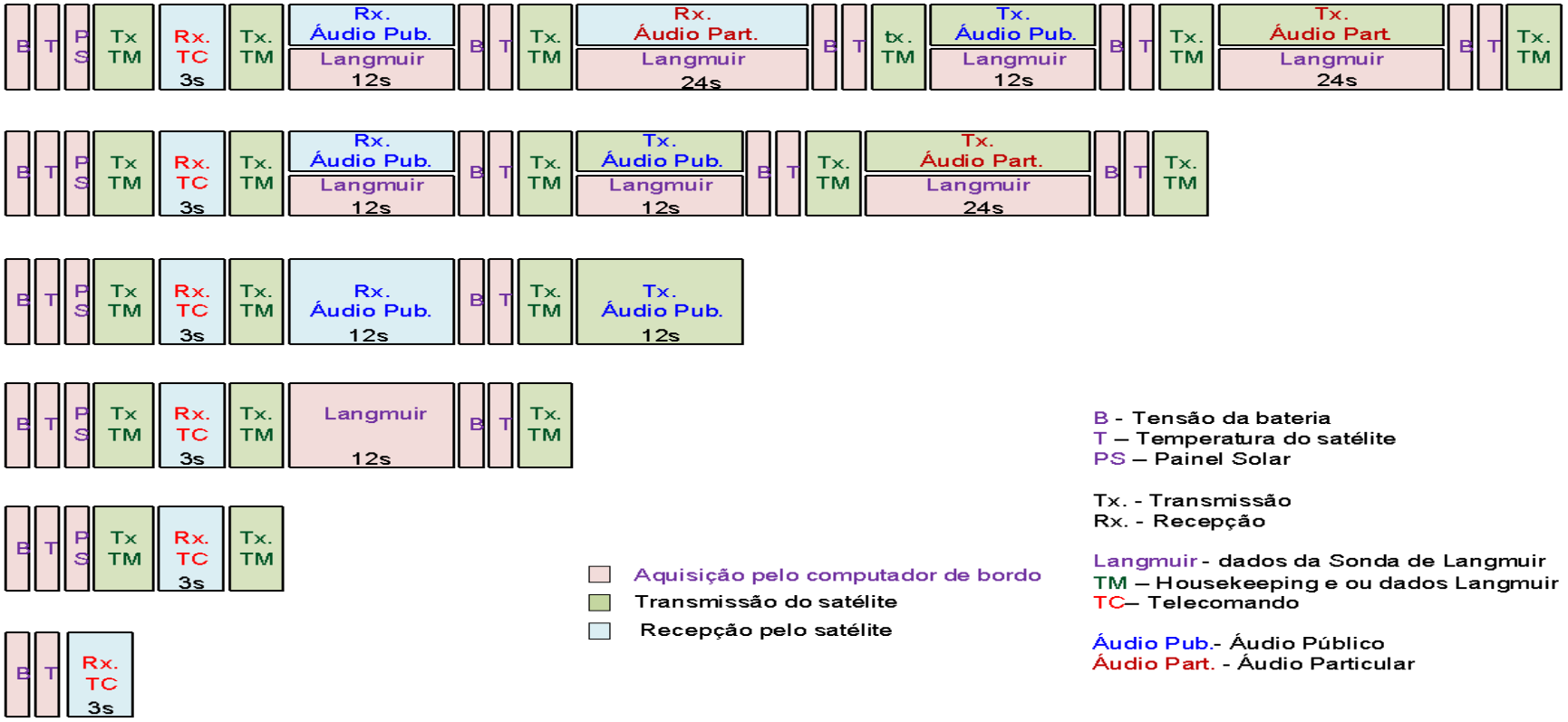
Na sequência do fluxo do programa, uma janela de espera de telecomando do solo é aberta com duração aproximada de 3 segundos. Ao receber um telecomando, o programa faz o seu processamento, checando antes a sua integridade e a validade, de acordo com o seu tipo. Caso nenhum telecomando seja recebido, o programa sinaliza o não recebimento através de telemetria correspondente. Da mesma forma, o programa sinaliza através de telemetria quando o telecomando for recebido com erro.

A gravação e a reprodução de áudio tem duração aproximada de 12 ou 24 segundos, dependendo se a gravação é pública ou particular. Uma gravação de mensagem é considerada pública quando emitida pela comunidade de radioamadores, ao passo que é particular quando emitida pela escola de Ubatuba.

Durante o tempo de duração da gravação ou reprodução de áudio, é efetuada a aquisição dos dados da sonda de Langmuir à taxa de 0,25 Hz, ou seja, 4 amostras a cada segundo. Em seguida, a média das amostras da sonda é calculada e armazenada a cada 6 segundos. Ao final do período de gravação e ou reprodução de áudio, as médias obtidas da sonda de Langmuir são transmitidas por RF juntamente com dados da bateria e temperatura.

O picossatélite em modo nominal apresenta um ciclo básico de funcionamento que se repete continuamente. Esse ciclo apresenta funções que podem ser alteradas pelo usuário através de software via conector de programação em solo ou através de telecomandos quando em órbita. A Figura A.9.2 apresenta alguns exemplos de ciclos básicos que podem ser configurados.

Figura A.9.2 - Exemplos de modo de operação do Tancredo-1.



Fonte: Produção do Autor.

O modo de operação é definido de acordo com os valores dos bytes **ARF_CFG** e **REC_CFG**. O byte **ARC_CFG** habilita a transmissão de áudio, *housekeeeping* e dados com potência de transmissão de 100 mW ou 500 mW. A seguir é apresentado a semântica dos bits de controle, habilitados se em nível1:

ARF_CFG: ***|b7|b6|b5|b4|b3|b2|b1|b0|***, sendo ***b7*** o mais significativo.

b7: **Prv5** - Transmite áudio particular com potência de 500mW ;

b6: **Prv1** - Transmite áudio particular com potência de 100mW;

b5: **Pub5** - Transmite áudio público com potência de 500mW;

b4: **Pub1** - Transmite áudio público com potência de 100mW;

b3: **LP5** - Transmite dados da Sonda de Langmuir com potência de 500mW;

b2: **LP1** - Transmite dados da Sonda de Langmuir com potência de 100mW;

b1: **hk5** - Transmite dados de *housekeeping* com potência de 500mW;

b0: **hk1** - Transmite dados de *housekeeping* com potência de 100mW;

Em caso de habilitação simultânea de transmissão por rádio frequência de um mesmo instrumento com potências de 500 mW e 100 mW, a potência transmitida será alternada a cada novo ciclo. Essa alternância de potência ocorrerá somente quando o nível da tensão da bateria for maior que o seu limiar superior pré-definido. Em caso contrário, a potência habilitada de transmissão será mantida sempre em 100 mW.

O byte **REC_CFG** habilita a gravação de áudio, conforme apresentado na Tabela A.9.1, nas duas regiões da memória do gravador interno do picossatélite.

Tabela A.9.1 – Habilitação de Gravação de Áudio via byte **REC_CFG.**

REC_CFG	Modo de Gravação
02h	Habilita gravação da região pública
31h	Habilita gravação da região privada
Demais valores	Desabilita gravação

Fonte: Produção do Autor

Neste trabalho foi concebido uma Política de Gerenciamento de Energia para o picossatélite, diagramada na Figura A.9.3, onde a habilitação das potências de transmissão em 100 mW e 500 mW é uma função do nível da tensão da bateria e pré-definida em três limiares (nível superior, nível inferior e nível crítico):

a) Quando a tensão da bateria for maior que o nível superior, o uso da potência de 500 mW é habilitado;

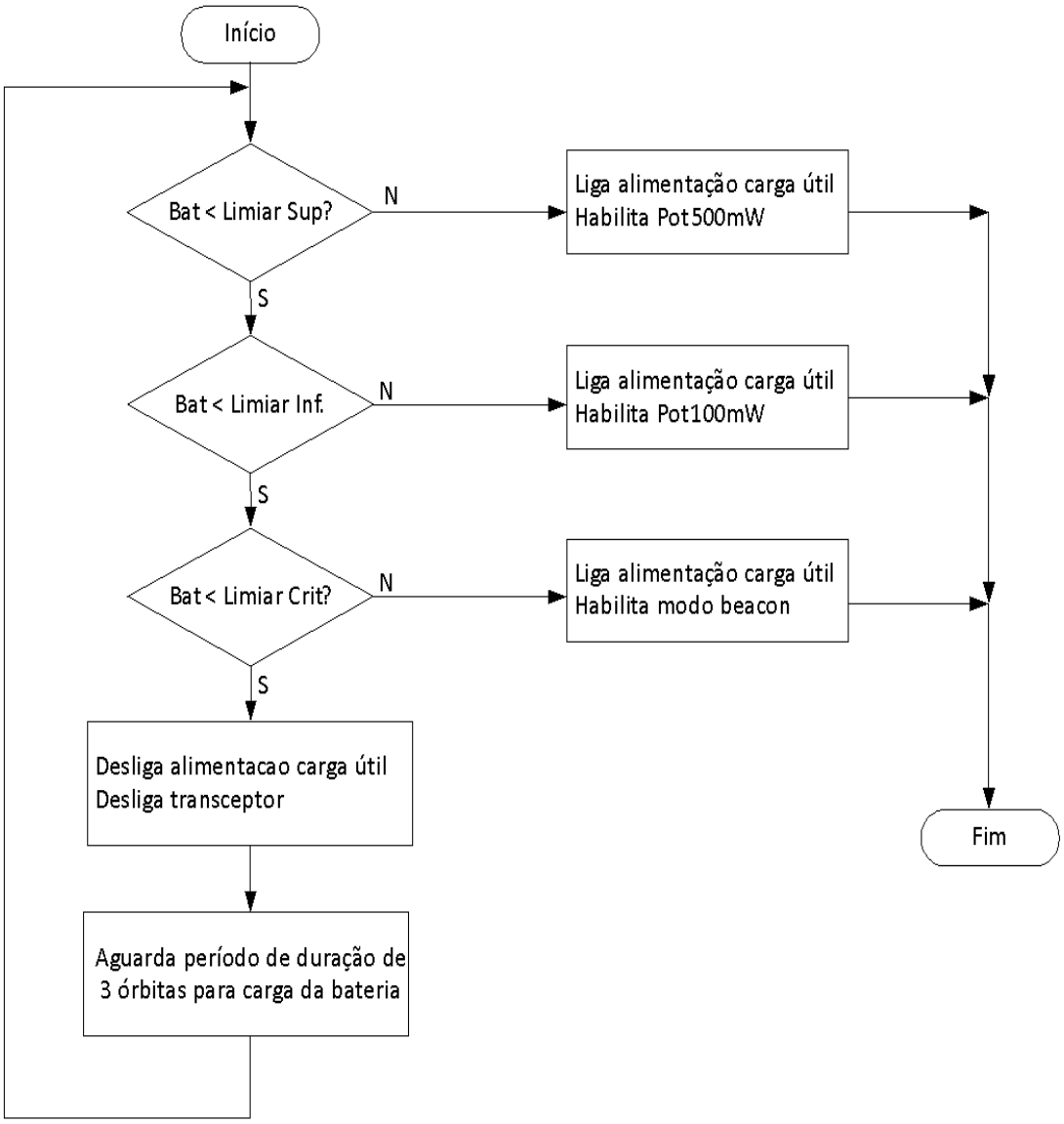
b) Para a tensão entre os níveis superior e inferior, a potência habilitada é de 100 mW;

c) Quando a tensão estiver entre os níveis inferior e crítico, a potência habilitada também é de 100 mW, mas com o modo de operação restrito, denominado “Beacon”. Neste modo de operação, apenas as telemetrias da bateria e temperatura são adquiridas e transmitidas;

d) Quando a tensão da bateria atinge valores abaixo do nível crítico, o transceptor é desligado assim como a alimentação da carga útil. O picossatélite fica inoperante durante o período de tempo equivalente a duração de três órbitas para recompor a carga da bateria;

e) Após o período de três órbitas e conforme o valor da tensão da bateria, o programa seguirá o seu fluxo conforme descrito acima.

Figura A.9.3 - Política de Gerenciamento de Energia para o picossatélite de acordo com a tensão da bateria.

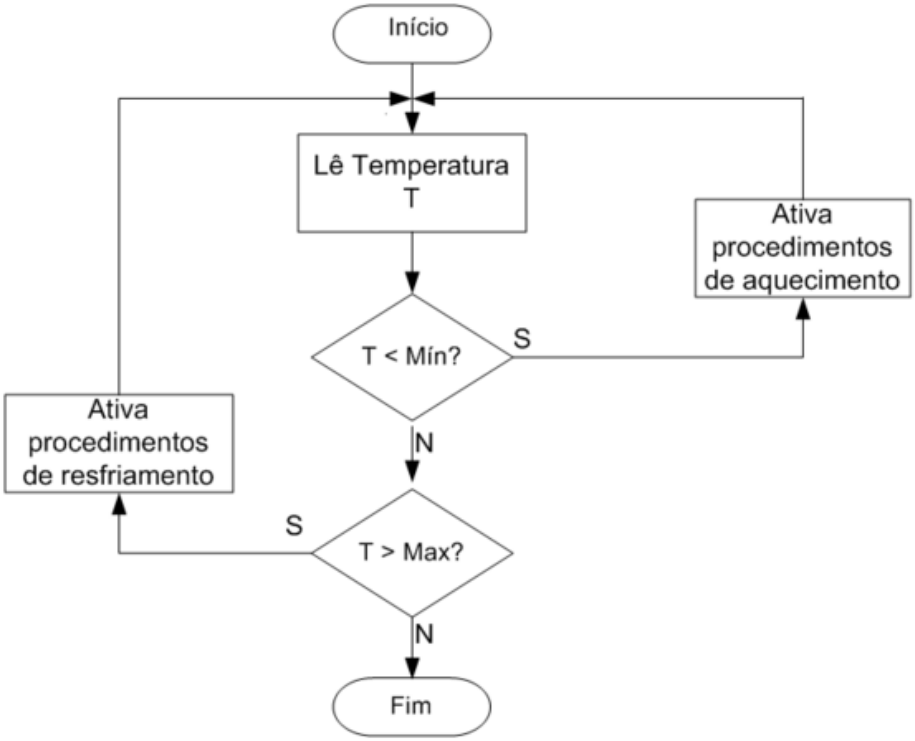


Fonte: Produção do autor.

Além da tensão da bateria, a temperatura interna do picossatélite também deve ser observada pelo projeto do software de bordo como uma Política de Gerenciamento Térmico, em razão da limitação de faixa de temperatura de operação dos componentes eletrônicos utilizados.

A Política de Gerenciamento Térmico consiste em verificar os limites extremos das temperaturas fria e quente pré-estabelecidos e ativar os procedimentos de aquecimento ou resfriamento, sintetizados na Figura A.9.4, conforme o caso de controle da temperatura.

Figura A.9.4 - Rotina da Política de Gerenciamento Térmico.



Fonte: Produção do autor.

A ativação de um aquecedor (*heater*) seria a forma desejável para o aquecimento, por exemplo, através de um resistor dissipando calor em contato com um componente crítico, como bateria, computador de bordo ou transceptor. Isto seria desejável para poder controlar a temperatura do componente dentro dos valores especificados. Em razão da não disponibilidade suficiente de portas de entradas e saídas de controle no computador de bordo, foi adotado como procedimento de aquecimento, manter ou ativar circuitos energizados para que haja corrente e portanto gerando aquecimento como *heaters*.

Analogamente, a forma desejável para o resfriamento seria através de um *cooler* e dissipadores, mas devido principalmente a restrições de espaço e disponibilidade de portas de entradas e saídas do computador de bordo, o procedimento de resfriamento adotado consiste apenas em desligar alguns circuitos e assim diminuir a corrente total diminuindo portanto a temperatura.

Tanto a Política de Gerenciamento de Energia quanto a Política de Gerenciamento Térmico foram concebidas durante necessidades reais surgidas em meio aos testes de Termovácuo de sistemas, que serão abordados no capítulo 5 em detalhes.

A seguir são apresentadas as Tabelas de A.9.2 até A.9.11 com as telemetrias definidas.

Tabela A.9.2 – Estrutura de dados do quadro de TM: Beacon:0x25.

Seq	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x08	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x25	Beacon
5	VBat (LSB)	Tensão da bateria (LSB)
6	VBat (MSB)	Tensão da Bateria (MSB)
7	Temp	Temperatura (^{o}C) = Temp * 500 / 1023
8	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.3 – Estrutura de dados do quadro de TM: SP:0x56.

Seq	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x12	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x56	Painéis Solares
5	Seq (LSB)	Contador de sequência (LSB)
6	Seq (MSB)	Contador de sequência (MSB)
7	VBat (LSB)	Tensão da bateria: VBat= VBat (em decimal) * 5/1023
8	VBat (MSB)	
9	Temperatura	Temperatura (^{o}C) = Temp (decimal) * 500 / 1023
10	Painel Solar1	Painel Solar1 =Painel Solar1 (decimal)*500/1023
11	Painel Solar2	Painel Solar1 =Painel Solar2 (decimal)*500/1023
12	Painel Solar3	Painel Solar1 =Painel Solar3 (decimal)*500/1023
13	Painel Solar4	Painel Solar1 =Painel Solar4 (decimal)*500/1023
14	Painel Solar5	Painel Solar1 =Painel Solar5 (decimal)*500/1023
15	Painel Solar6	Painel Solar1 =Painel Solar6 (decimal)*500/1023
16	Painel Solar7	Painel Solar1 =Painel Solar7 (decimal)*500/1023
17	Painel Solar8	Painel Solar1 =Painel Solar8 (decimal)*500/1023
18	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.4 – Estrutura de dados do quadro de TM: LP12:0x45.

Seq	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x11	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x45	Langmuir Probe 12s
5	Seq (LSB)	Contador de sequência (LSB)
6	Seq (MSB)	Contador de sequência (MSB)
7	Hour	Horário da aquisição de dados da Sonda
8	Min	Horário da aquisição de dados da Sonda
9	Second	Horário da aquisição de dados da Sonda
10	VBat (LSB)	Tensão da bateria: VBat= VBat (em decimal) * 5/1023
11	VBat (MSB)	
12	Temp	Temperatura (^{o}C) = Temp (decimal) * 500 / 1023

(continua)

Tabela A.9.4 – Conclusão.

Seq	Valor em Hexadecimal	Descrição
13	Langm Prob1 LSB	Sonda de Langmuir: Langm Prob1 =Langm Prob1(decimal)*500/1023
14	Langm Prob1 MSB	
16	Langm Prob2 LSB	Sonda de Langmuir: Langm Prob2 =Langm Prob2(decimal)*500/1023
17	Langm Prob2 MSB	
18	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.5 – Estrutura de dados do quadro de TM: LP24:0x4A

Seq	Valor em Hexadecimal	Descrição
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x15	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x4A	Langmuir Probe 24s
5	Seq (LSB)	Contador de sequência (LSB)
6	Seq (MSB)	Contador de sequência (MSB)
7	Hour	Horário da aquisição de dados da Sonda
8	Min	Horário da aquisição de dados da Sonda
9	Second	Horário da aquisição de dados da Sonda
10	VBat (LSB)	Tensão da bateria: VBat= VBat (em decimal) * 5/1023
11	VBat (MSB)	
12	Temp	Temperatura (^{o}C) = Temp (decimal) * 500 / 1023
13	Langm Prob1 LSB	Langm Prob1: Langm Prob1 =Langm Prob1(decimal)*500/1023
14	Langm Prob1 MSB	
15	Langm Prob2 LSB	Langm Prob2: Langm Prob2 =Langm Prob2(decimal)*500/1023
16	Langm Prob2 MSB	
17	Langm Prob3 LSB	Langm Prob3: Langm Prob3 =Langm Prob3(decimal)*500/1023
18	Langm Prob3 MSB	

(continua)

Tabela A.9.5 – Conclusão.

Seq	Valor em Hexadecimal	Descrição
19	Langm Prob4 LSB	Langm Prob4: Langm Prob4 =Langm Prob4(decimal)*500/1023
20	Langm Prob4 MSB	
21	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.6 – Estrutura de dados do quadro de TM: TC_Wind message:0x63

Seq	Valor em Hex.	Descrição
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x07	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x63	TC wind message
5	ARF_CFG	Modo de operação atual
6	REC_CFG	Modo de operação atual
7	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.7 – Estrutura de dados do quadro de TM: TC_ACK:0x5D

Seq	Valor em Hex.l	Descrição
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x0C	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x5D	TC_ACK
5	TCcode	Telecomando recebido
6	ARF_CFG	Modo de operação atual
7	REC_CFG	Modo de operação atual
8	cycle_dly	Duração: fim de um ciclo e início do próximo
9	hour	Horário de recebimento de telecomando
10	min	Horário de recebimento de telecomando
11	second	Horário de recebimento de telecomando
12	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.8 – Estrutura de dados do quadro de TM: NoTC:0xB5

Seq	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x08	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xB5	NoTC
5	Cycle_dly	Duração entre fim de um ciclo e início do próximo
6	VBatHt L(LSB)	Tensão da bateria HthresholdL (LSB)
7	VBatHtM (MSB)	Tensão da Bateria HthresholdM (MSB) VBatLowThr= VBatHt (em decimal) * 5/1023
8	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.9 – Estrutura de dados do quadro de TM: TCrxError:0x69

Seq	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x07	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x69	TC rx error
5	VBat (LSB)	Tensão da Bateria: VBat= VBat 12 (em decimal) * 5/1023
6	VBat (MSB)	
7	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.10 – Estrutura de dados do quadro de TM: PubAudSt:0xAD

Seq	**Valor em Hex.**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x09	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xAD	Pub Aud St
5	VBat (LSB)	Tensão da bateria: VBat= VBat (em decimal) * 5/1023
6	VBat (MSB)	
7	VBatLt L(LSB)	Tensão da Bateria Low threshold VBatLowThr= VBatLt (em decimal) * 5/1023
8	VBatLtM (MSB)	
9	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.9.11 – Estrutura de dados do quadro de TM: PrvAudSt:0xA5

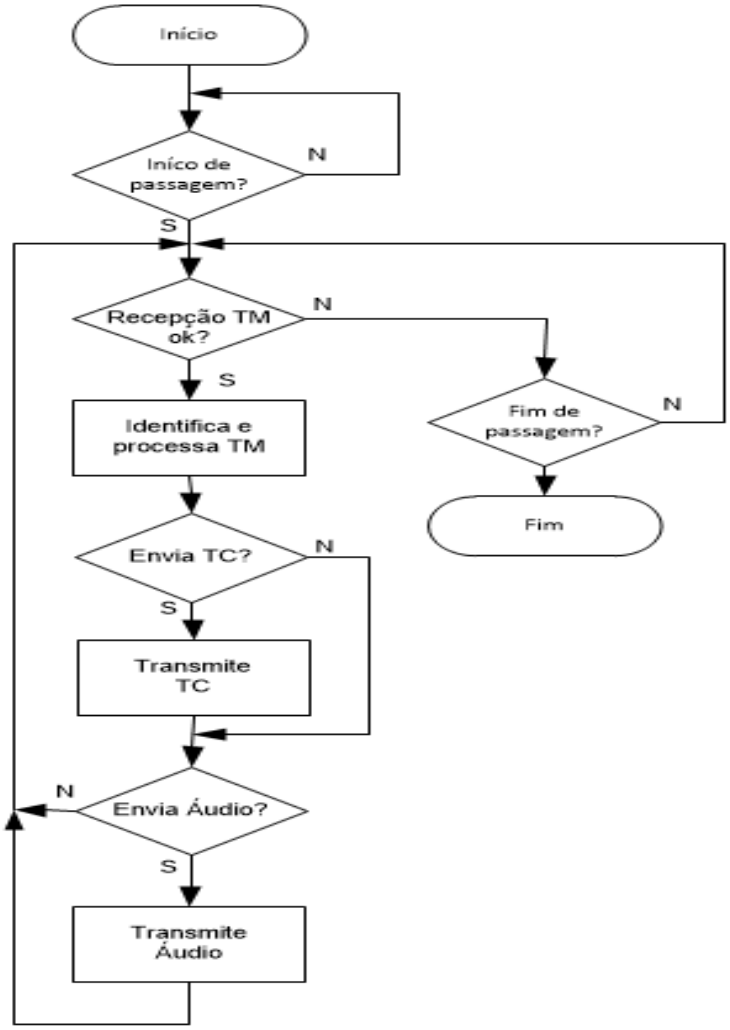
Seq	**Valor em Hex.**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x09	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xA5	Prv Aud St
5	VBat (LSB)	Tensão da bateria: VBat= VBat (em decimal) * 5/1023
6	VBat (MSB)	
7	VBatCt L(LSB)	Tensão da bateria limiar crítico: VBatCThr= VBatCThr(em decimal) * 5/1023
8	VBatCtM (MSB)	
9	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

A.10 - Reengenharia do Software de Solo

Para aquisição de telemetrias e o envio de telecomandos é necessário a utilização de um protocolo de comunicação entre o sistema espacial e o segmento solo para a correta recuperação dos dados. Uma estrutura padrão de mensagens foi então criada contendo palavras de sincronismo, dados úteis e código corretor tanto para telemetria como para telecomando. A Figura A.10.1 apresenta o fluxograma básico do software de solo.

Figura A.10.1 – Fluxograma básico do Software de Solo



Fonte: Produção do autor.

Como já mencionado, a comunicação entre o solo e o picossatélite é *half-duplex,* devido ao transceptor utilizado no sistema espacial. Desta forma, o recebimento de telemetria e o envio de telecomando não podem ser realizados simultaneamente. Assim, um tempo é aguardado pelo picossatélite para ouvir comandos de solo para, em seguida, enviar dados para solo via telemetria.

O programa da estação terrena, no início de uma passagem fica inicialmente em estado de espera aguardando os dados de telemetria que são armazenados num buffer. Através da análise desses dados, a telemetria pode ser validada, em caso de *checksum* correto, e ser feita a identificação e armazenamento de todos os dados úteis do buffer.

No recebimento de telemetria válida, identificada como telemetria de habilitação de envio de telecomando, um telecomando deve ser enviado em até 2 segundos, caso se queira.

Na sequência, se o envio do áudio estiver habilitado, o programa abre uma janela de tempo de transmissão de áudio de acordo com o seu tipo: 12 segundos para áudio público ou 24 segundos para áudio privado. Em seguida, o programa volta ao estado de espera de dados de telemetria, caso não tenha terminado a passagem.

O picossatélite deve transmitir os dados da plataforma e/ou de cargas úteis de forma que possam ser identificados e processados pela estação terrena. Assim foi definido um protocolo de comunicação, conforme a Figura A.10.2, com um quadro contendo esses dados pré-definidos.

O telecomando (TC) deve ser enviado ao picossatélite por uma estação terrena, de forma que possa ser identificado e processado, pelo computador de bordo. O envio do TC, se desejado, deve ser realizado quando do recebimento de telemetria do Tancredo-1 informando a abertura da janela de telecomando ou quando o picossatélite estiver no modo de transmissão desabilitado.

A seguir são apresentadas as Tabelas de A.10.1 até A.10.6 com os telecomandos definidos.

Tabela A.10.1 - Estrutura de dados do quadro de TC: DateUpdate:0x55

Seq	**Valor**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x0c	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x55	Date Update
5	YY LSB	MSB ano (em BCD)
6	YY MSB	LSB ano (em BCD)
7	MM	Mês (em BCD)
8	DD	Dia (em BCD)
9	HH	Hora (em BCD)
10	MM	Minuto (em BCD)
11	SS	Segundo (em BCD)
12	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.10.2 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_ARF:0x4D.

Seq.	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x0c	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0x4D	TC_ARF
5	ARF_CFG	Configura modo de operação
6	REC_CFG	Configura modo de operação
7	cycle_dly	Duração entre fim de um ciclo e início do próximo
8	TC_cfg	Habilita mudança da palavra de sincronismo

(continua)

Tabela A.10.2 – Conclusão.

Seq.	Valor em Hexadecimal	Descrição
9	TC_newH_msb	Nova palavra de sincronismo MSB
10	TC_newH_lsb	Nova palavra de sincronismo LSB
11	TC_hdcks	Header check sum
12	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.10.3 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_RESET:0xAA

Seq	Valor em Hexadecimal	Descrição
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x05	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xAA	TC_RESET
5	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.10.4 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_TxON:0xB2

Seq	Valor em Hexadecimal	Descrição
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x05	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xB2	TC_TxON
5	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.10.5 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_TxOFF:0xB6

Seq	Valor em Hex.	Descrição
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x0c	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xB6	TC_TxOFF
5	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.10.6 – Estrutura de dados do quadro de TC: TC_BatThreshold: 0xC5

Seq	**Valor em Hexadecimal**	**Descrição**
1	0xEB	Byte de Sincronismo
2	0x90	Byte de Sincronismo
3	0x0c	Tamanho da mensagem com cabeçalho
4	0xC5	TC_BatThreshold
5	BatHigThrL	Novo limiar superior bateria LSB
6	BatHigThrM	Novo limiar superior bateria MSB
7	BatLowThrL	Novo limiar inferior bateria LSB
8	BatLowThrM	Novo limiar inferior bateria MSB
9	BatCrtThrL	Novo limiar crítico bateria LSB
10	BatCrtThrM	Novo limiar crítico bateria MSB
11	0x00	reserva
12	ChkS	Check Sum

Fonte: Produção do autor.

A.11 – Regulação de Frequência

A União de Rádio Amador Internacional[35] (IARU) é uma organização consistindo de mais de 160 sociedades de rádio amadores em torno do mundo e é regido pelo Conselho Administrativo consistindo do Presidente, Vice-Presidente, Secretário e dois representantes de cada uma das três organizações regionais mundiais. A região 1 engloba a Europa, África, Oriente Médio e partes da Ásia. A região 2 abrange o continente americano e a região 3, a maior parte da Ásia e o Pacífico.

A dinâmica do processo de coordenação tem como passo inicial o envio de um documento para a IARU de Requisição de Coordenação de Frequência de Satélite de Rádio Amador com diversas tabelas do formulário preenchidas.

A União Internacional de Telecomunicações[36] (ITU) é uma agência das Nações Unidas que lida com tecnologias de informação e comunicação composta por todos os países membros da ONU e centenas de entidades do setor privado e acadêmico. Os padrões internacionais (recomendações) produzidos pela ITU são destinados a padronizar e regular as ondas de rádio e telecomunicações internacionais. O processo de solicitação de coordenação de frequência junto à IARU é apresentado no apêndice C.

A Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL) é uma autarquia reguladora de telecomunicações do Brasil. As atividades da Anatel são divididas entre seis superintendências sendo a Superintendência de Radiofrequência e Fiscalização

---

[35] Disponível em: <http://www.iaru.org/>. Acesso: 30 abr. 2016.

[36] Disponível em: <http://www.itu.int/en/Pages/default.aspx>. Acesso em: 30 abr.2016>.

(SRF) responsável entre outras atividades pela: engenharia do espectro radioelétrico, certificação de produtos de comunicação, implantação e funcionamento de redes de telecomunicações, utilização dos recursos de órbita e espectro de radiofrequências. Fazem parte das atribuições da Agência, entre outras, as seguintes funções: expedição de regulamentos com as características técnicas a serem seguidos pelos radiodifusores e expedição de autorização para uso de radiofrequências para os prestadores do serviço de radiodifusão.

A *Johnson Space Center*[37] (JSC) da NASA controla as frequências de transmissores e receptores utilizados na ISS e assim é necessário ter a sua aprovação de todas as frequências do transceptor do picossatélite, tanto de transmissão como de recepção, através da submissão do formulário via JAXA com o pedido de autorização do uso dessas frequências.

O formulário de autorização de Frequência da JSC consiste de informações gerais do sistema como o nome, descrição, uso pretendido e data de ativação. Outras informações são solicitadas como especificações do transmissor e receptor. No Apêndice B é apresentado o formulário de submissão para JSC via JAXA.

Alguns países podem restringir a transmissão de sinais de RF mesmo que licenciados pela IARU e ITU sobre seus territórios como a Austrália, Indonésia, EUA e Paquistão. Adicionalmente, existem enormes interesses comerciais na banda de frequências alocadas ao serviço de radioamador no mundo inteiro, segundo Edson Pereira da LABRE/AMSAT-BR.

---

[37] Diponível em: <https://www.nasa.gov/centers/johnson/home/index.html>. Acesso em: 07 maio 2016.

A.12 - Gestão Ágil de Projeto

O estilo adotado se enquadra na categoria de gestão ágil de projetos ou "*lean-agile project management*" na terminologia em inglês. Basicamente estes são algumas das práticas adotadas no projeto e adaptadas de Philip J. Matuzic (MATUZIC, 2012):

a) Participação ativa do cliente;

b) Reuniões curtas e diárias com participantes em pé de preferência;

c) Planejamento e estimativas simples mais frequentes;

d) Entregas incrementais e frequentes;

e) Iterações breves para esclarecimentos e coordenação;

f) Requisitos priorizados;

g) Revisão de artefatos;

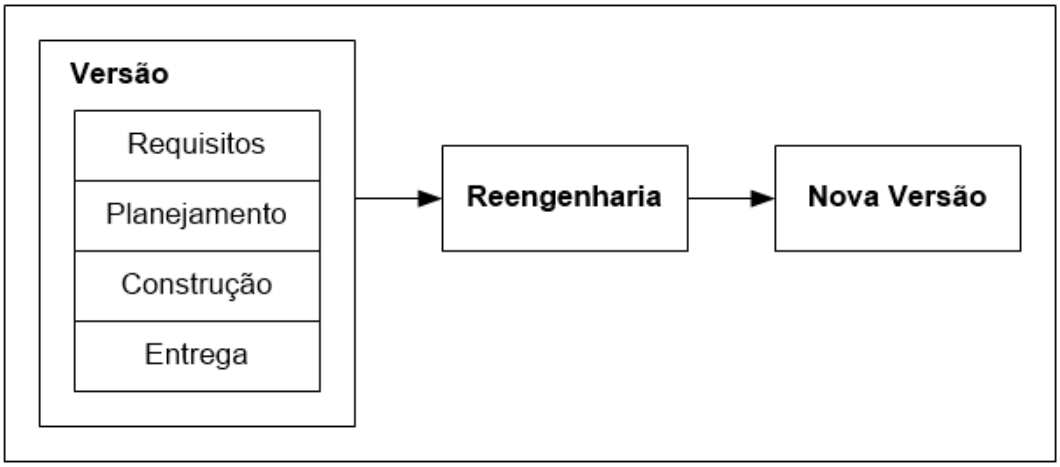
h) Equipes de trabalho auto-organizados;

i) Simplicidade;

j) Ritmo sustentado.

Como o processo é iterativo e baseado em versões evolutivas, como mostra a Figura A.12.1, a resolução de conflitos e problemas devem ser ágeis devido ao curto tempo de entrega.

Figura A.12.1 – Dinâmica no estilo de gestão ágil de projetos.



Fonte: Produção do Autor.

Além disso, segundo Oehmen (2012) são aplicados 6 princípios "*Lean*" (LP- *Lean principles*) que são a base de 43 facilitadores "*lean*" (LE - *lean enablers*) preconizados pela aliança MIT-LAI, PMI e INCOSE contextualizados ao nosso projeto e cultura organizacional:

a) LE 1.x: Respeite as pessoas em seu programa (LP6);

b) LE 2.x: Capture o "valor" definido pelos principais clientes *stakeholders* (LP1);

c) LE 3.x: Mapeie o fluxo de "valor" e elimine desperdícios (LP2);

d) LE 4.x: Faça o trabalho fluir através de processos mais eficientes (e.g., poucos erros e atrasos) e planejados (LP3);

e) LE 5.x: Permita que *stakeholders* clientes retirem "valor" do projeto (LP4);

f) LE 6.x: Busque sempre a perfeição em todos os processos.

Uma especial atenção foi dada ao principio LP6 (Respeite as pessoas em seu programa) no tocante a valorizar pessoas em suas competências, colocando pessoas trabalhando onde sua motivação e competências são maximizados e atuando em sinergia positiva ao projeto.

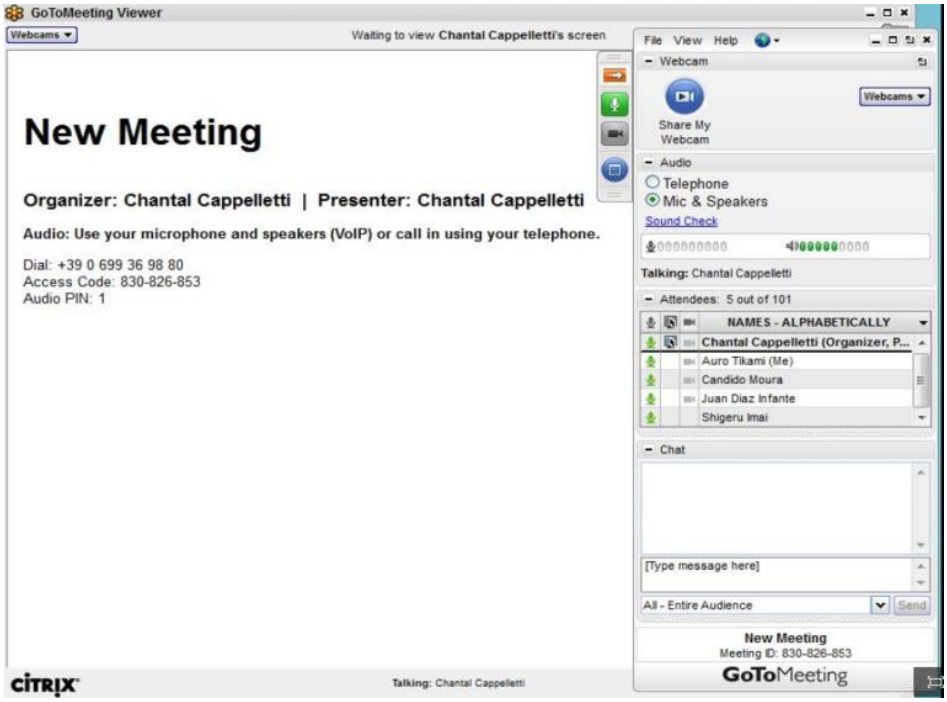
Com a mudança de escopo de lançador do picossatélite Tancredo-1, houve a adição de novas organizações e pessoas responsáveis por fornecer e consumir informações, interagir e agregar valor.

O projeto teve que passar por reuniões gerenciais frequentes em face de uma multiplicidade de pessoas, fusos horários (EUA, Brasil, Japão e Itália), diferentes organizações e culturas de diversos países (JAXA/JAMSS - Japão, Ulises-1 - México, Gauss - Itália, Morehead State University - EUA, Escola Tancredo Neves - Ubatuba, INPE - São José dos Campos, AEB - Brasilia) e outros *stakeholders*.

Em um ambiente tão diverso, foram várias as situações de potenciais conflitos, pois cada *stakeholder* tem seus interesses no projeto e demanda de cumprimento de seus requisitos mínimos, principalmente próximo a marcos chave na programação do projeto. Na resolução destes conflitos buscou-se resolvê-los da maneira mais harmoniosa possível e pensando-se sempre no bem maior do conjunto sendo todos resolvidos a contento.

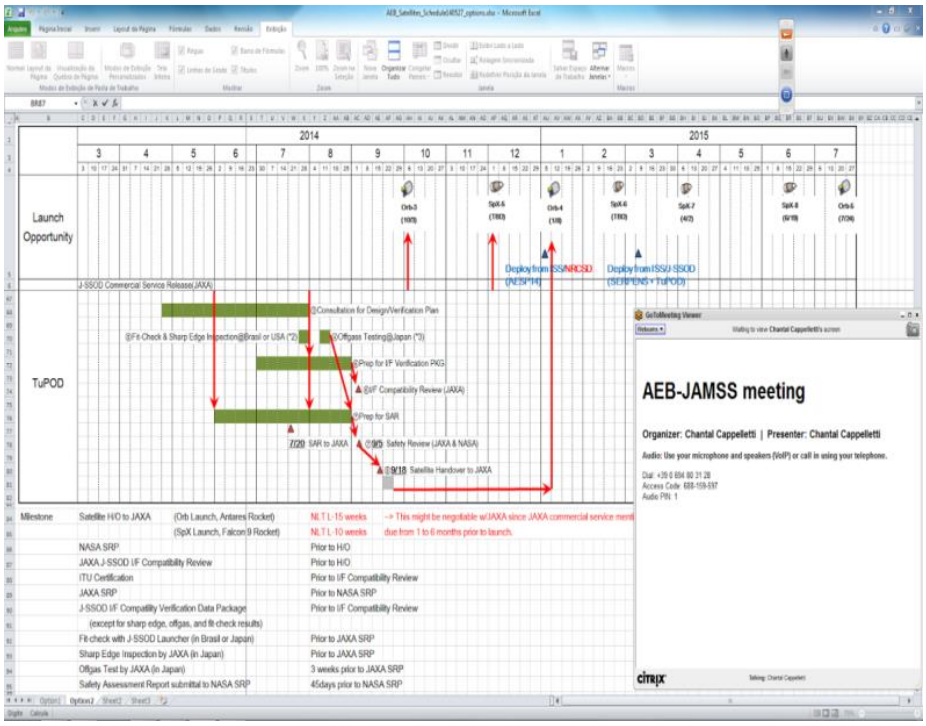
Diante de um orçamento e tempo limitados, para tornar mais ágil a interação, a troca de informações e discussões de projetos, foram realizadas reuniões de trabalho utilizando diversas ferramentas de apoio ao trabalho colaborativo e de teleconferências como apresentadas nas Figuras A.12.2 e A.12.3.

Figura A.12.2 – Telecom com diferentes *stakeholders* (Itália, México, Japão e Brasil).



Fonte: Produção do autor.

Figura A.12.3 - Resolução de conflitos relativa a datas de lançamento.



Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE B - FORMULÁRIO – JSC

B.1 Enlace de Descida

TRANSMITTER INFORMATION		Remarks
Frequency (Upper):	437.2125 [MHz]	Transmit frequency (upper limit)
Frequency (Lower):	437.1875 [MHz]	Transmit frequency (lower limit)
Transmit Power	0.5 [W]	
TX Manufacturer/Model No	Radiometrix/TR2M_436-5	Product maker (model No)
TX Antenna Manufacturer	N/A (hand-made from metric tape)	Product maker
Circuit Loss	1.97 dB	[= Feedr Loss] Power loss due to the transmission line from output port of Tx to the feed point of the antenna.
Antenna Type	Select Antenna type from followings: ・Dipole	Select from options. If there is nothing to fit, please select "Other".
Antenna Gain	2.15 [dBi]	[dBi] = ($P_{isotropic}$ / $P_{small\ satellite\ antenna}$)
Modulation Scheme:	Select Modulation Scheme from followings: ・Other AFSK/FM For Analog FM Modulation Index: 5.7e-8 Deviation: 12.5e-3 [MHz] Max.Mod.Freq 437.2125 +/ [MHz]	Select from options. If there is nothing to fit, please select "Other".
Emission Bandwidth:	-3dB: N/A [MHz] -20dB: N/A [MHz] -40dB: N/A [MHz] -60dB: N/A [MHz]	Only apply to digital modulation scheme. Spectrum power density is analytically calcurated based on its modulation scheme. Then, emission bandwidth is derived according to the power degrdations (-3dB, -20dB, -40dB, -60dB) from the reference level (carrier output power level).
Transmission Bandwidth:	-3dB: 0.0000012 [MHz] -20dB: 0.00000328 [MHz] -40dB: 0.00000570 [MHz] -60dB: 0.00000850 [MHz]	Only apply to analog modulation scheme. Spectrum power density is analytically calcurated based on its modulation scheme. Then, emission bandwidth is derived according to the power degrdations (-3dB, -20dB, -40dB, -60dB) from the reference level (carrier output power level).

B.2 Enlace de Subida

RECEIVER (RX) INFORMATION		Remarks
Frequency (Upper):	437.2125 [MHz]	Receiver frequency (upper limit)
Frequency (Lower):	437.1875 [MHz]	Receiver frequency (lower limit)
RX Manufacturer/Model No	Radiometrix/TR2M_436-5	Product maker (model No)
RX Antenna Manufacturer	N/A (hand-made from metric tape)	Product maker
Circuit Loss:	1.84 dB	[= Feedr Loss] Power loss due to the transmission line from output port of Tx to the feed point of the antenna.
Antenna Type:	Select Antenna type from followings: ・Dipole	Select from options. If there is nothing to fit, please select "Other".
Antenna Gain:	2.15 [dBi]	[dBi] = ($P_{isotropic}$ / $P_{small\ satellite\ antenna}$)
Antenna Polarization:	Select Polarization type from followings: ・Other - Linear	Select from options. If there is nothing to fit, please select "Other".
Receiver Noise Figure:	2.8 dB	itself. [Reference] Noise figure is defined as follow: the ratio of the signal-to-noise power ratio at the input to the signal-to-noise power ratio at the output. F = (Si/Ni)/(So/No) (1) NF= 10logF = 10log (Si/Ni) - 10log (So/No) (2)
Receiver Noise Temperature	258 K	Te (Noise Temperature) = To(F-1), where To is 290K (reference/room temperature)
Antenna Location	Top of the picosatellite lid, half-duplex	
RF Selectivity:	-03dB: 1.2e-3 [MHz] -20dB: 3.3e-3 [MHz] -40dB: 5.7e-3 [MHz] -60dB: 8.5e-3 [MHz]	bandwidth according to the power degrdations (-3dB, -20dB, -40dB, -60dB) from the reference level (Average attenuated level of the received band region).

APÊNDICE C – PROCESSO DE COORDENAÇÃO DE FREQUÊNCIA - IARU

The International Amateur Radio Union

Since 1925, the Federation of National Amateur Radio Societies
Representing the Interests of Two-Way Amateur Radio Communication

AMATEUR SATELLITE FREQUENCY COORDINATION REQUEST

(Make a separate request for each space station to be operated in the amateur-satellite service.)

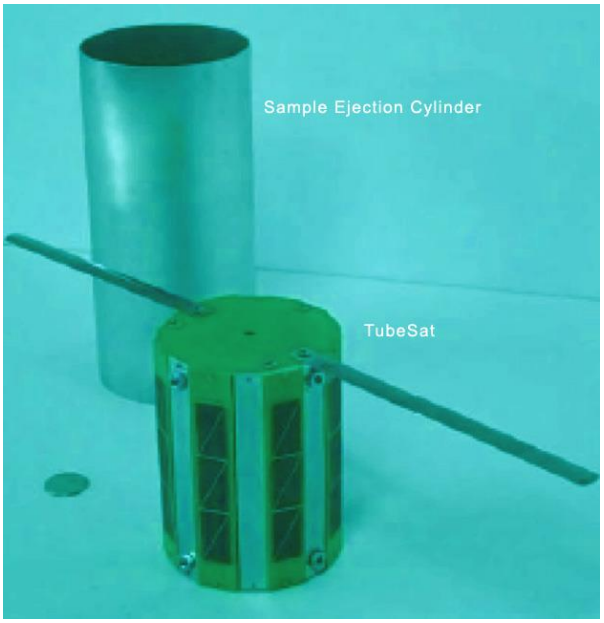
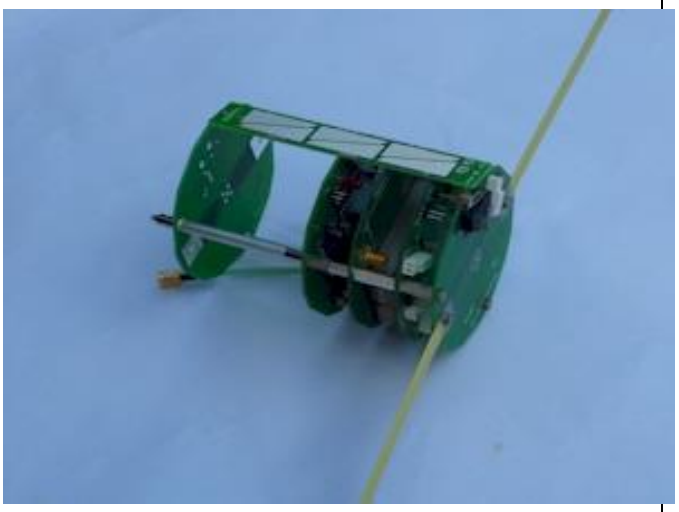
Administrative information:

0	**DOCUMENT CONTROL**	
0a	Date submitted	**23-JUN-2014**
0b	Expected launch date	**15-JAN-2014**
0c	Document revision number (start at zero and increment with each revised request)	**0**
1	**SPACECRAFT (published)**	
1a	Name before launch	**Tancredo1**
1b	Proposed name after launch	**Tancredo1**
1c	Country of license	**Brazil**
1d	API/A number (to be forwarded if not available at time of coordination request)	
2	**LICENSEE OF THE SPACE STATION (published)**	
2a	First (given) name	**Celestino**
2b	Last (family) name	**Batista**
2c	Call sign	**PY2GOU**
2d	Postal address	**Celestino de Ornelas Gouveia Batista** **Av. Rio Grande do Sul, 600 – Centro** **CEP 11680-000 Ubatuba – SP Brazil**
2e	Telephone number (including country code)	**55 (12) 38326221**

2f	E-mail address (licensee will be our point of contact and receive all correspondence)	**ubatubasat@gmail.com**
2g	Skype or FaceTIme name (if available)	**auro.tikami**
2h	Licensee's position in any organisation referenced in item 3a.	**Project Colaborator**
2i	List names and e-mail addresses of *additional* people who should receive copies of correspondence.	**Candido O Moura candidomoura3@gmail.com** **Auro Tikami auro.tikami@inpe.br** **Walter Abrahão dos Santos walter.abrahao@inpe.br**
3	**ORGANISATIONS (published) — complete this section for EACH participating organization**	
3a	Name of organisation	**E M Pres. Tancredo de Almeida Neves**
3b	Physical address	**Av. Rio Grande do Sul, 600 – Centro** **CEP 11680-000 Ubatuba – SP Brazil**
3c	Postal address	**Av. Rio Grande do Sul, 600 – Centro** **CEP 11680-000 Ubatuba – SP Brazil**
3d	Telephone number (including country code)	**55 – 12 – 38326221**
3e	E-mail address	**candidomoura3@gmail.com**
3f	Web site URL	
3g	National Amateur Radio Society (including contact information)	**www.tancredoubatuba.com.br/ubatubasat**
3h	National Amateur Satellite organisation (including contact information)	**Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão – LABRE** **http://www.labre.org.br/** **contact: Francisco Ricardo Favilla – PT2RY** **e-mail: fr.favilla@terra.com.br**
3i	Have you involved your National Amateur Satellite organization and/or National Amateur Radio Society? Please, explain.	**No, but we are trying to create a group via Mr. Edson W. R. Pereira (PY2SDR) who has a large experience in this matter.** **e-mail: ewpereira@gmail.com**

Space station information:

4	**SPACE STATION (published)**	
4a	Mission(s). *Describe in detail what the space station is planned to do. Use as much space as you need.*	**The Tancredo 1 Tubesat is the first satellite of the Ubatubasat Project, designed in the elementary school "Presidente Tancredo de Almeida Neves" , located in Ubatuba, São Paulo, Brazil.** **Our goal is to arouse the interest in Science and Technology in our students, aged between ten to fourteen (the youngest team in the world to build a satellite).** **Our tasks range from integration, testing, assembly, coding, launching and operating the**

		satellite, aiming students to pursue careers in the science and technology areas, especially in the Space Engineering fields. **The project has received since its inception the technological support from INPE, AEB- Brazilian Space Agency and UNESCO. Additionally, it is getting a lot of repercussion in the Brazilian and World media as well as a great support from the scientific community.**  **Tancredo 1 was developed from a commercial kit supplied by the company Interorbital Systems from CA-USA, the original project has been greatly modified and improved by the project team, especially by the engineer Auro Tikami from INPE, as part of his masters dissertation.**  **Tancredo 1 has a on-board voice recorder IC as**

		payload, that will transmit a message chosen by a contest among students from our schools in Ubatuba. **The Tancredo 1 TubeSat ground station segment will make the down and up radio data links using a ground stations located at Ubatuba which is provided by the Brazilian Space Agency (AEB). This ground station may receive also other tubesats, cubeSats or even small satellite signals in Low Earth Orbit – LEO which uses radio amateur frequencies. Some of the cubesats are from university initiatives such as: UFSM, ITA and INPE all in Brazil.** **Finally, the ground station is a compact turnkey setup with full Azimuth and Elevation tracking, designed for LEO applications and ready for the Global Educational Network for Satellite Operations initiative (GENSO).**
4b	Planned duration of each part of the mission.	**About two years total**
4c	Proposed space station **transmitting** frequency plan. *List for each frequency or frequency band:* ➔ *frequency or frequency band (e.g. 435-438 MHz)* ➔ *requested frequency, if any* ➔ *output power* ➔ *ITU emission designator*[38,39] ➔ *common description of the emission including modulation type AND data rate*[40]	**Band :435- 438 MHz** **Bandwidth : 15kHz** **Satellite Output power : 0.5 W** **Modulation: 1k2 AFSK/FM** **ITU Designator: 15k0F2DFBX** **Satellite antenna gain : 0dBi** **Satellite antenna pattern : near omnidirectional**

[38] ITU emission designators are explained at: http://life.itu.int/radioclub/rr/ap01.htm. (Thank you, 4U1ITU.) Effect of Doppler shift is NOT included when determining bandwidth.

[39] If using a frequency changing transponder, indicate the transmitting bandwidth. Effect of Doppler shift is NOT included when determining bandwidth.

[40] Common emission description means terms like transponder, NBFM, PSK31, 1200 baud packet (AFSK on FM), etc.

	➔ *antenna gain and pattern* ➔ *attitude stabilisation, if used*	
4d	Proposed space station **receiving** frequency plan. *List for each frequency or frequency band:* ➔ *frequency band* ➔ *requested frequency, if any* ➔ *ITU emission designator* ➔ *common description of the emission including modulation type AND data rate* ➔ *noise temperature* ➔ *associated antenna gain and pattern*	**Band :430-440MHz** **Bandwidth : 15kHz** **Groundstation Output power : 50W** **Modulation: 1k2 AFSK/FM** **ITU Designator: 15k0F2DFBX** **Groundstation antenna gain : 10dBi** **Groundstation antenna pattern : 40deg beamwidth**
4e	Physical structure. *General description, including dimensions, mass, antennas and antenna placement, whether stabilized or tumbling, etc. Give URL's for drawings.*	TubeSat (diameter: 92.5 mm and length:127 mm) , weighting no more than 0.8 kg, with deployable antennas for UHF (1 dipole). The satellite is not actively stabilized (detumbled).
4f	Functional Description. *Describe each sections function within the satellite.*	The Tancredo I TubeSat has hexadecagon-shaped structures with an internal component rack assembled from stand-offs and printed circuit boards (PCBs). The exterior of the TubeSat is assembled from eight (8) PCBs, each holding six (6) solar cells, and eight (8) thin aluminum strips. The sats are designed to be ejected from their own dedicated TubeSat ejection cylinders. For each launch, there are multiple TubeSat ejection cylinders which are arranged in a TubeSat Deployment Unit. The TubeSat components are attached to several printed circuit boards. The printed circuit boards are separated by groups of stand-offs. The Tubesat's exterior structure consists of the solar cell PCBs and aluminum strips. Further details are below: Transceiver: Radiometrix TR2M http://www.radiometrix.com/files/additional/tr2m.pdf

		In addition to the Transceiver, it has the following amplifier. This is also plugged into the transceiver PCB Amplifier: Radiometrix AFS2 http://www.radiometrix.com/files/additional/afs2.pdf Output: 100mW or 500mW (using AFS2 amplifier) Frequency: 420-480 MHz in 5MHz increments The Radiometrix transceiver is programmable over a short frequency range (See Radiometrix web site). A pack of 2 Batteries - Li-Ion 3.7V 2600 mAh Rechargeable Battery Module (COTS) Power Management Board adapted In-house design. The power management system uses the output of the solar cell complex to keep the on-board batteries charged. Microcomputer - Net Media BasicX-24p with Development Kit - http://www.basicx.com/ The satellite payload consists of a Nuvoton's ISD1900 ChipCorder® which is a single-chip multiple-message record/playback device with dual operating modes (address trigger and direct trigger) and wider operating voltage ranging from 2.4V to 5.5V. The sampling frequency can be selected from 4 to 12 kHz via an external resistor that determines the message duration to 42 seconds.

4g	Power budget.
	Describe each power source, power consuming section, power storage, and overall power budget.
		The Tancredo I TubeSat Power budget is:
		
		• Power storage uses a 2-cell Battery pack of - Li-Ion 3.7V 2 x 2600 mAh
		• Power generation uses a set of external PCBs, each holding six (6) solar cells which generates aprox. 6 x 30 mA = 180mA
		• Power Consumptions are described below:
		  ○ Transceiver: Radiometrix TR2M and Amplifier: Radiometrix AFS2 - 500mW
		  ○ Power Management PCB – N/A
		  ○ Microcomputer BasicX-24- 65mA
		  ○ Satellite payload ISD1900 ChipCorder® - 30mA

5	**TELECOMMAND (NOT published)**	
5a	**Telecommand** frequency plan. *List:* ➔ *space station telecommand*	Band :430-440MHz Bandwidth : 15kHz Groundstation Output power : 50W Modulation: 1k2 AFSK/FM

	frequencies, ➔ *ITU emission designator(s)* ➔ *common description of the emission including modulation type AND data rate* ➔ *link power budget(s)* ➔ *a general description of any cipher system*	ITU Designator: 15k0F2DFBX Groundstation antenna gain : 10dBi Groundstation antenna pattern : 40deg beamwidth Telecommand uplink is done using AX25 frames transmitted with a 1k2 AFSK modem.
5b	Positive space station transmitter control. *Explain how telecommand stations will turn off the space station transmitter(s) immediately, even in the presence of user traffic and/or space station computer system failure.* ***NOTE:*** *Transmitter turn off control from the ground is absolutely required. Good engineering practice is to make this capability independent of all other systems.* Be sure to read the paper at: http://www.iaru.org/satellite/ControllingSatellites v27.pdf.	The receiver is always on and cannot be switched off. The on-board software recognizes either internal or ground commands for turning off/on the transmitting mode. Should the flight software fail while in the transmitting state, a watchdog timer included in the circuitry will reset all components to their original default state. In this project we would like to have the transmitter is in a continuous transmitting state if possible but if needed it could be turned off.
5c	Telecommand stations. *List telecommand stations, including contact details, for sufficient Earth command stations to be established before launch to insure that any harmful interference caused by emissions from a station in the amateur-satellite service can be terminated immediately. See RR 25.11 and RR 22.1*	Primary Ground Station at E M Pres. Tancredo de Almeida Neves, Av. Rio Grande do Sul, 600 – Centro CEP 11680-000 Ubatuba – SP Brazil. Backup Command Ground Station in at Aeronautical Institute of Technology - ITA. – São José dos Campos – SP Brasil The use of GENSO as a distributed network is intended.
5d	Optional: Give the complete space station turn off procedure. *As a service, the IARU Satellite Advisor will keep the space station turn off procedure as a backup for your operation. Only the space station licensee may request the information. If interference occurs*	

	and the licensee cannot be located, the licensee grants the Satellite Advisor permission to use the turn off procedure. Please note that the Satellite Advisor will use his best efforts, but cannot guarantee success. The space station licensee is still held responsible for the space station transmitter(s) by the licensing administration.	
6	**Telemetry (published)**	
6a	Telemetry frequencies *List:* ➔ *all telemetry frequencies or frequency bands,* ➔ *ITU emission designators* ➔ *common description of the emission including modulation type AND data rate* ➔ *link budgets*	**Band :435- 438 MHz** **Bandwidth : 15kHz** **Satellite Output power : 0.5 W** **Modulation: 1k2 AFSK/FM** **ITU Designator: 15k0F2DFBX** **Satellite antenna gain : 0dBi** **Satellite antenna pattern : near omnidirectional** **Groundstation Output power : 50W** **Groundstation antenna gain : 10dBi** **Groundstation antenna pattern : 40deg beamwidth**
6b	Telemetry formats and equations. *Describe telemetry format(s), including telemetry equations. NOTE: Final equations must be published as soon as available.*	**Telemetry is transmitted as the payload of AX25 frames between the satellite and groundstation. The raw databytes will represent an analoque telemetry state on the satellite by means of a simple linear equation or in more complex situations a look-up table. Examples of telemetry values transmitted are battery voltages, current consumption etc. For the linear equations the telemetry may be calculated as follows Y=mX+k where Y is the required telemetry value in the required unit of measurement, m is the gain of the linear 1st order equation, X is the raw telemetry value and k is the offset value of the 1st order linear equation. Full telemetry channel list and calibration data will be incorporated in the design of the flight software will be made available as soon as possible.**
6c	Is the telemetry transmission format commonly used by radio amateurs? If not, describe how and where it will be published. Be sure to read: RR 25.2A. Text is	**Common formats used; the aim is to use telemetry formats that may be decoded by existing means or to develop and release a set of telemetry decoder software to the amateur radio community (e.g. AX.25 Unnumbered Information).**

	included in the paper available at: http://www.iaru.org/satellite/sat-freq-coord.html.	
7	**Launch plans (published)**	
7a	Launch agency	**JAMSS – JAXA**
7b	Launch location	**USA**
7c	Expected launch date	**(dd-MMM-yyyy)**
7d	Planned orbit. *Include planned orbit apogee, perigee, inclination, and period.*	**ISS ORBIT** **Perigee: 350km** **Apogee: 420 km** **Inclination: 52 degrees** **Period: 93 min** **April 2014**
7e	List other amateur satellites expected to share the same launch.	**Not determined yet.**

Earth station information:

8	**Typical Earth station — transmitting**	
8a	Describe a typical Earth station used to transmit signals to the planned space station.	**See overall specification at: http://www.isispace.nl/brochures/ ISIS_SmallSatGroundStations_Brochure_v.10.0.pdf**
8b	Link power budget. *Show complete link budgets for all Earth station transmitting frequencies, except telecommand.*	**See appendix 1**
9	**Typical Earth station — receiving**	
9a	Describe a typical Earth station to receive signals from the planned satellite.	**See overall specification at: http://www.isispace.nl/brochures/ ISIS_SmallSatGroundStations_Brochure_v.10.0.pdf**
9b	Link power budget. *Show complete link budgets for all Earth station receiving frequencies.*	**See appendix 1**

APÊNDICE D - UBATUBASAT BATTERY VERIFICATION REPORT

UbatubaSat Battery Verification Report

Initial Release: December 2015

UbatubaSat T-03

E.M. TANCREDO NEVES / INPE

Auro Tikami

Walter Abrahão dos Santos

REVISION HISTORY

Rev.	Date	Revision	Description
NC	December 17, 2015	-	Initial Release
A			
B			
C			
D			

CONTENTS

1. Purpose 1
2. Documents 1
2.1 Applicable Documents 1
2.2 Reference Documents 1
3. Cell Screening Tests 1
3.1. Random Vibration Test 1
3.2. Thermal Vacuum Test 3
3.3. Charge/Discharge Characteristics Test 4
4. Protection Function Tests 5
5. Inspection of Flight Hardware 7

1. Purpose

This document summarizes verification results of UbatubaSat Li-ion battery circuit.

2. Documents

2.1 Applicable Documents

[1] TBD by JAMSS Phase 0/I/II/III Flight Safety Assessment Report for UbatubaSat

2.2 Reference Documents

[1] UbatubaSat-T-01 UbatubaSat Battery Random Vibration Test Report

[2] UbatubaSat-T-02 UbatubaSat Battery Thermal Vacuum Test Report

3. Cell Screening Tests

3.1. Random Vibration Test

Random vibration test of UbatubaSat Flight Model including Li-ion battery circuit in flight configuration was performed for screening purpose. Detailed test configuration and results are shown in "UbatubaSat-T-01, UbatubaSat Battery Random Vibration Test Report".

Overview of the test configuration and the test parameters are shown in Figure 3.1-1, Figure 3.1-2, and Table 3.1-1. The vibration level covers Minimum Screening Level (MSL) plus 3[dB].

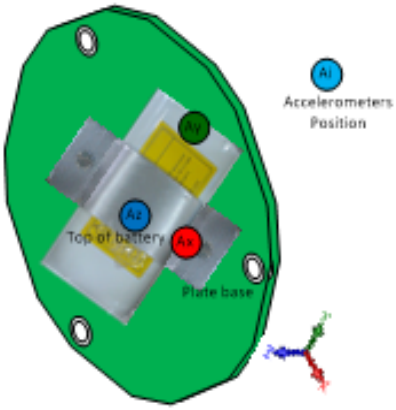


Figure 3.1-1 Test Configuration

Table 3.1-1 AT Random Vibration Level for UbatubaSat

Frequency (Hz)	Qualifying PSD (g^2/Hz)
20	0.026
30	0.08
30-350	0.08
2000	0.015
Test Duration	1 min/axis

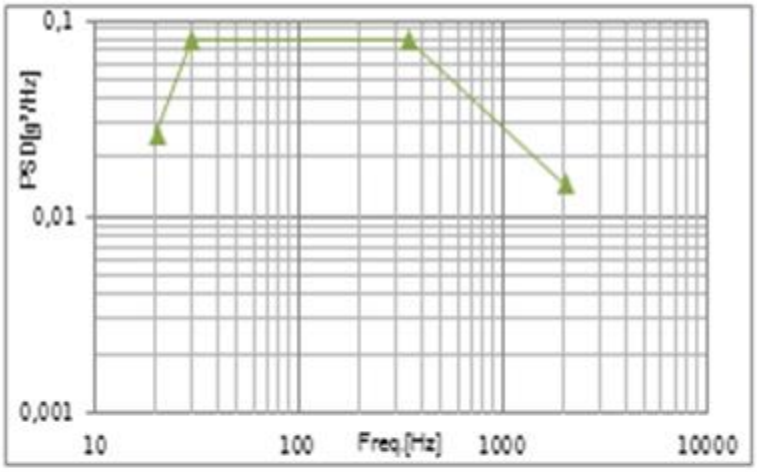


Figure 3.2-1 AT Random Vibration Level of UbatubaSat

2

3.2. Thermal Vacuum Test

Thermal vacuum test of UbatubaSat Flight Model including Li-ion battery circuit in flight configuration was performed for screening purpose. Detailed test configuration and results are shown in "UbatubaSat-T-02, UbatubaSat Battery Thermal Vacuum Test Report".

Test conditions are summarized as below in Tab.3.2-1 and Figure 3.2-1.

Tab.3.2-1 UbatubaSat Battery Thermal Vacuum Conditions

	Acceptance
Number of Cycles	4
Cycle Duration	90 min
Min. Temperature	Tmin = -20°C
Max. Temperature	Tmax = 60°C
Plateau Duration	30 min
Pressure	10^{-5} mbar

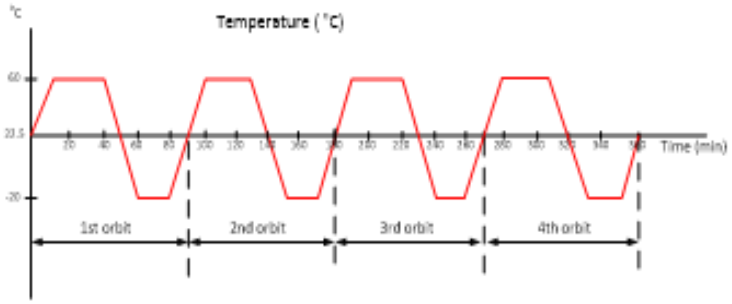
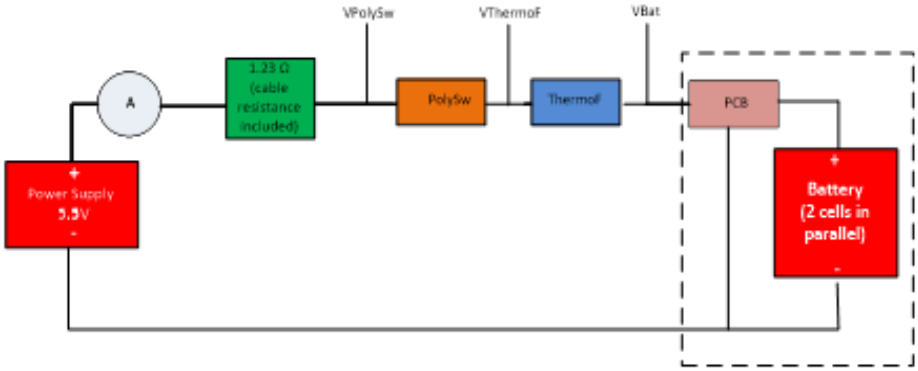


Figure 3.2-1 UbatubaSat Thermal Vacuum Test Profile

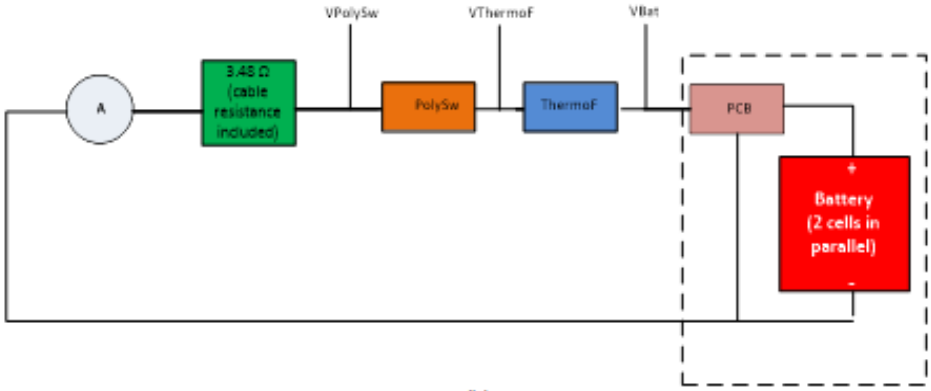
3

3.3. Charge/Discharge Characteristics Test

Charge and discharge characteristics tests were performed for UbatubaSat flight battery circuit before and after the environmental tests described in 3.1 and 3.2. Test set-up is shown in Figure 3.3-1.



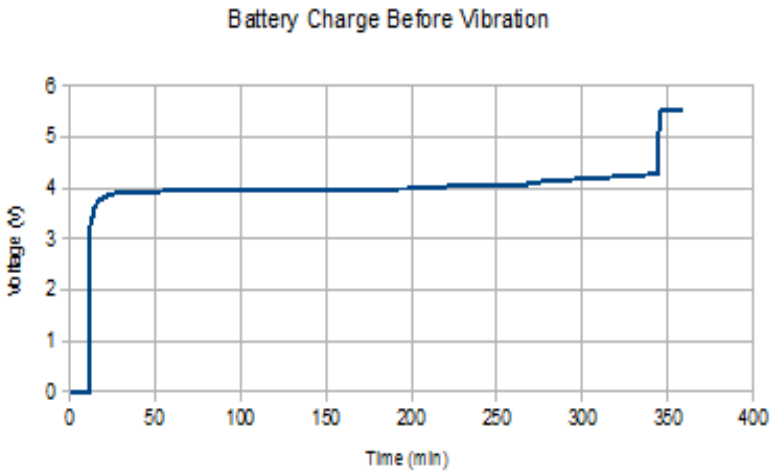
(a)



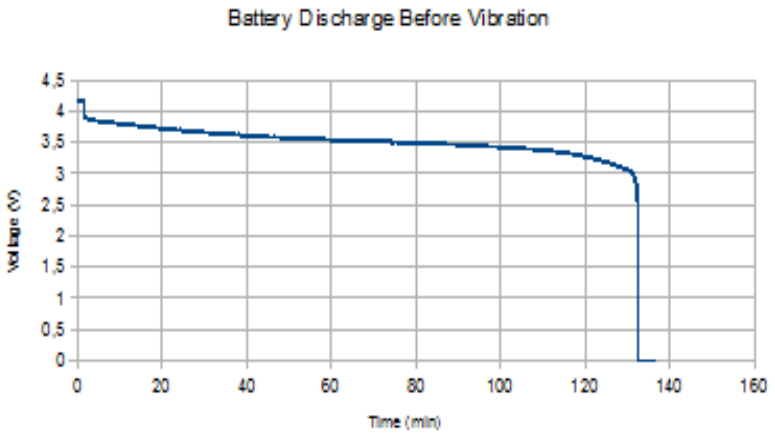
(b)

Figure 3.3-1 Test Configuration for: (a) Charge and (b) Discharge Characteristics

From these tests, it was confirmed that charge and discharge characteristics do not change due to the environmental tests and are within the nominal range. The test results are shown in Figure 3.3-2 for pre-environmental tests, and Figure 3.3-3 for post-environmental tests.

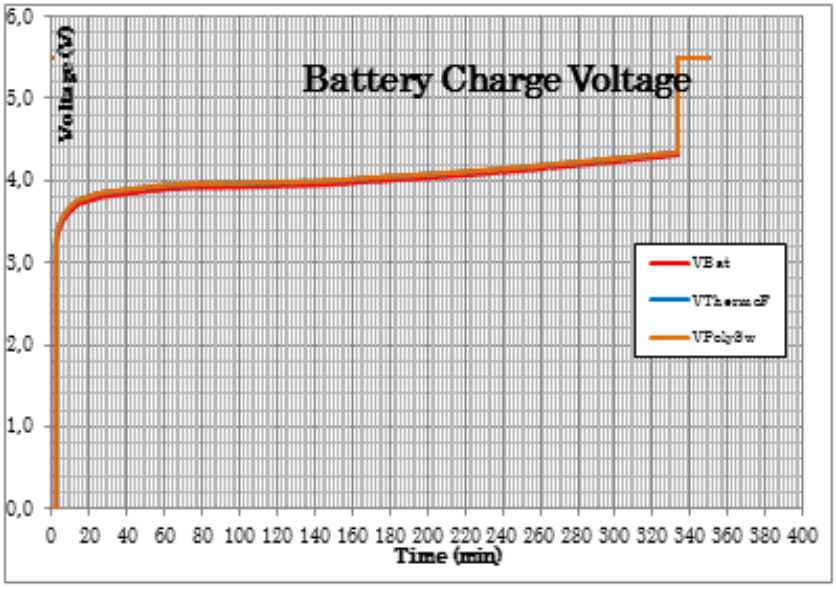


(a)

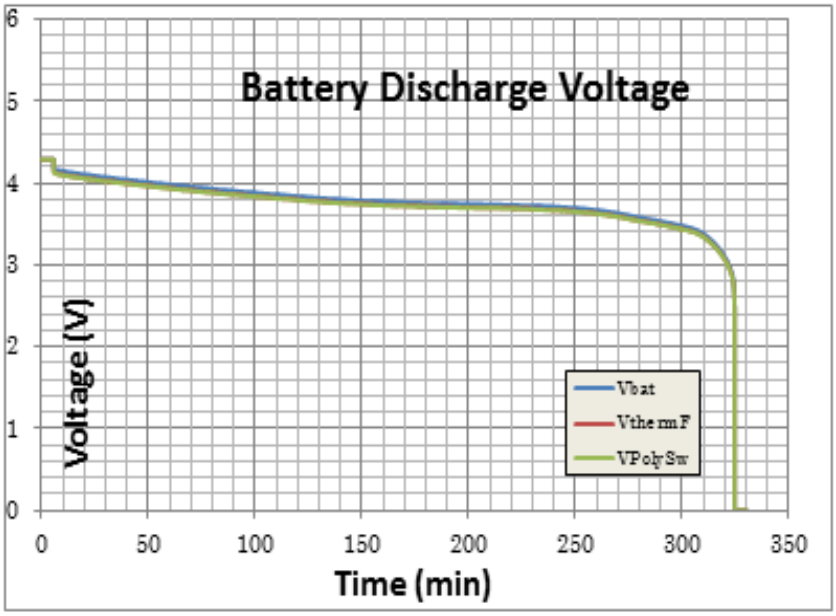


(b)

Figure 3.3-2 Pre-environmental Test Characteristics for: (a) Charge (b) Discharge



(a)



(b)

Figure 3.3-3 Post-environmental Test Characteristics for: (a) Charge (b) Discharge

4. Protection Function Tests

Function test of the UbatubaSat Li-ion battery circuit was performed and confirmed that the following protection functions work appropriately. The battery circuit is shown in Figure 4-1 and it provides all these protection functions:

- ✓ Short Circuit Protection
- ✓ Overcharge Protection
- ✓ Overdischarge Protection

Each test configurations and results are shown in Figure 4-1 thru 4-7.

Power Management Board and Switches at antenna board

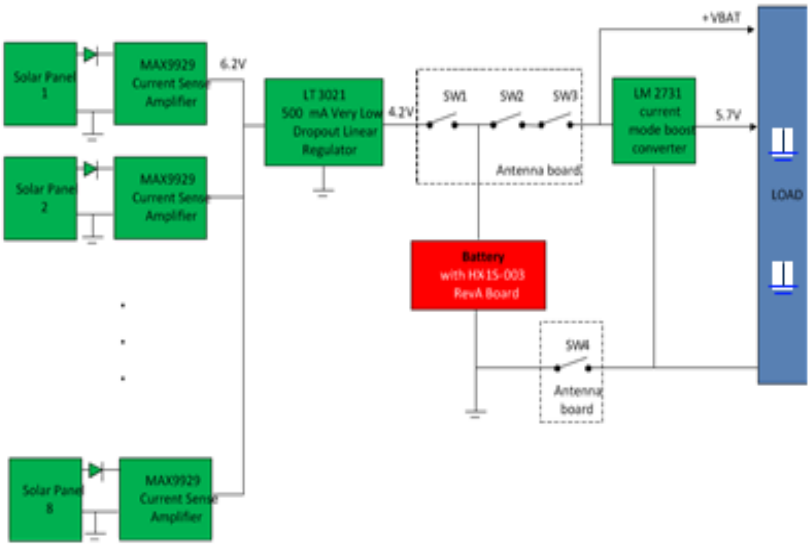


Figure 4-1 Ubatuba Sat Battery Circuit

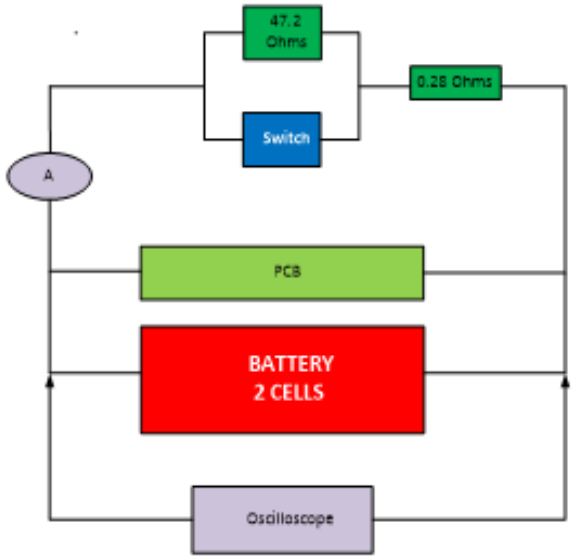


Figure 4-2 Configuration of Short Circuit Protection Test

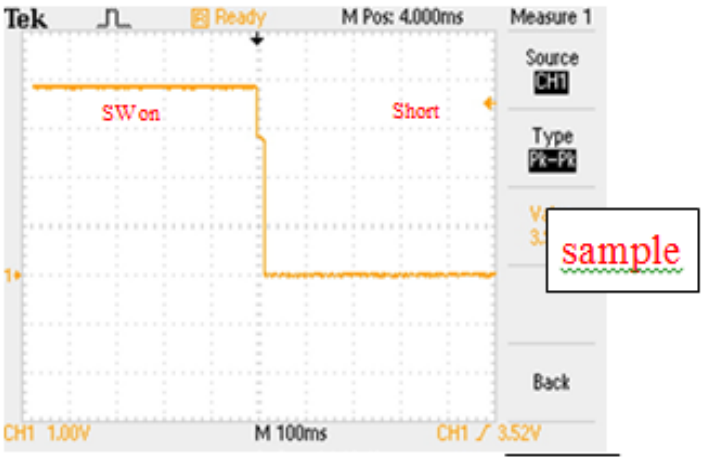


Figure 4-3 Results of Short Circuit Protection Test

8

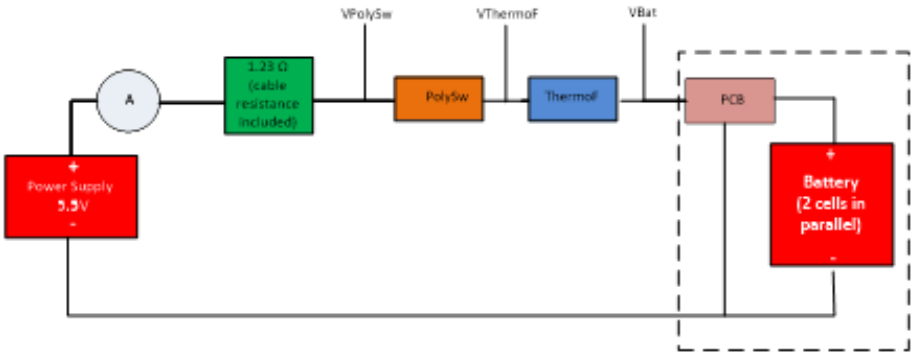


Figure 4-4 Configuration of Overcharge Protection Test

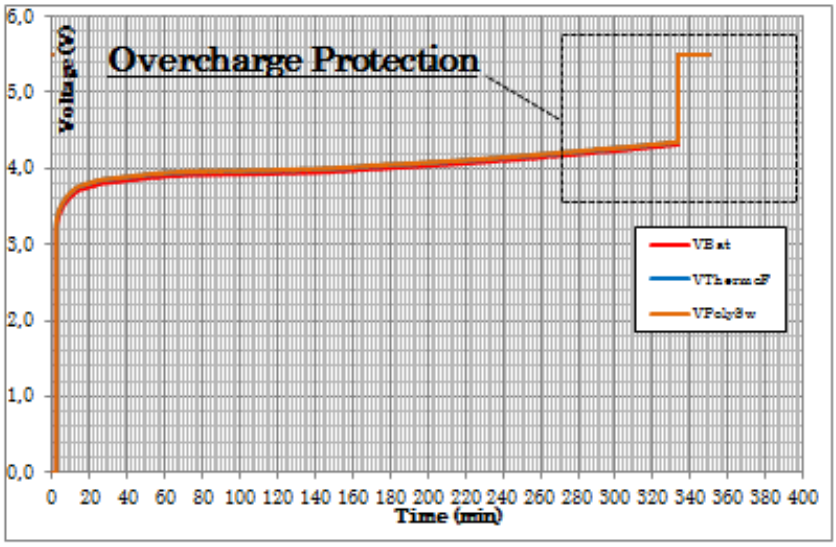


Figure 4-5 Results of Overcharge Protection Test

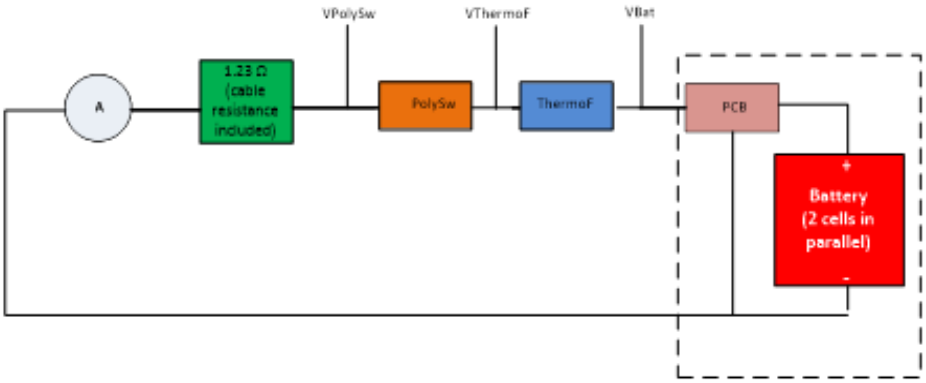


Figure 4-6 Configuration of Overdischarge Protection Test

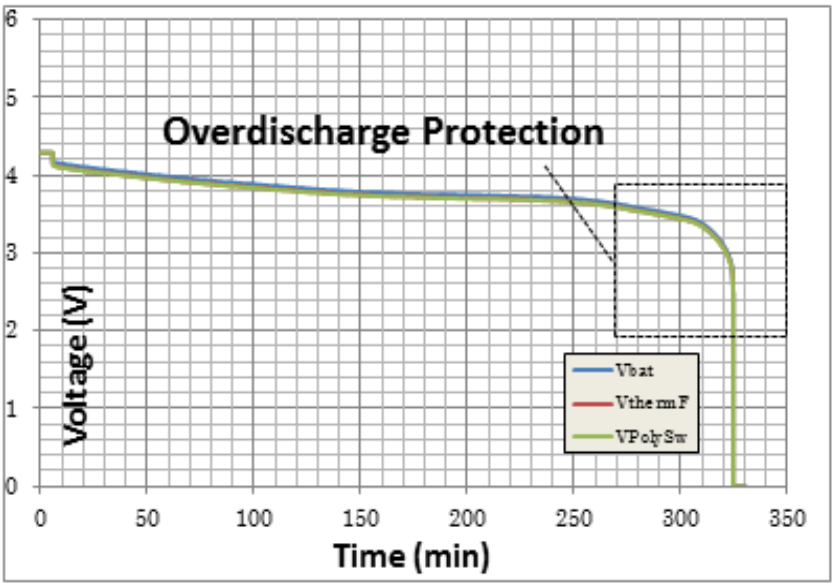


Figure 4-7 Results of Overdischarge Protection Test

1C

APÊNDICE E - UBATUBASAT RANDOM VIBRATION TEST REPORT

UbatubaSat Random Vibration Test Report

Initial Release: December 2015

UbatubaSat T-01

E.M. TANCREDO NEVES / INPE

Auro Tikami

Walter Abrahão dos Santos

REVISION HISTORY

Rev.	Date	Revision	Description
NC	December 17, 2015	-	Initial Release
A			
B			
C			
D			

CONTENTS

1. Introduction....1
1.1 Purpose....1
1.2 Test Subject....1
1.3 Test Purpose....1
1.4 Applicable Documents....1
2. Test Overview....2
2.1 Test Facility....2
2.2 Test Schedule....2
2.3 Test Flow....2
3. Test Conditions....3
3.1. Test Configurations....3
3.2. Test Parameters....5
4. Test Results....7
4.1. Measured Acceleration Level....7
4.2. Visual Inspection....7

Appendix A - LIT-INPE Vibration Test Report

1. Introduction

1.1 Purpose

The purpose of this document is to show random vibration test conditions and results of UbatubaSat Flight Model.

1.2 Test Subject

- ✓ Hardware Name: UbatubaSat (Flight Model)
- ✓ Hardware Part Number: Tancredo-1

1.3 Test Purpose

The purpose of this test is to confirm the followings after UbatubaSat exposure to acceptance-level random vibration.

1) No structure failure is observed.
2) No damage and peeling of solar cell and cover glass is observed.
3) No fastener loosening is observed.
4) Antenna and the Langmuir Probe are appropriately restrained after the test.
5) Screening of Li-ion battery.

The test is also performed for screening Li-ion battery. Assessment for the Li-ion battery is summarized in "UbatubaSat-T-03, UbatubaSat Battery Verification Report".

1.4 Applicable Documents

[1] JMX-2011303D	Structure Verification and Fracture Control Plan for JAXA Small Satellite Released from JEM
[2] JX-ESPC-101132B	JPAH Vol.8, Small Satellite Deployment ICD

2. Test Overview

2.1 Test Facility

LIT (Integration and Testing Lab) – INPE - Brazil

2.2 Test Schedule

All tests started and completed on the 23rd November, 2015.

2.3 Test Flow

Table 2.3-1 Test Flow

Test Setup

↓

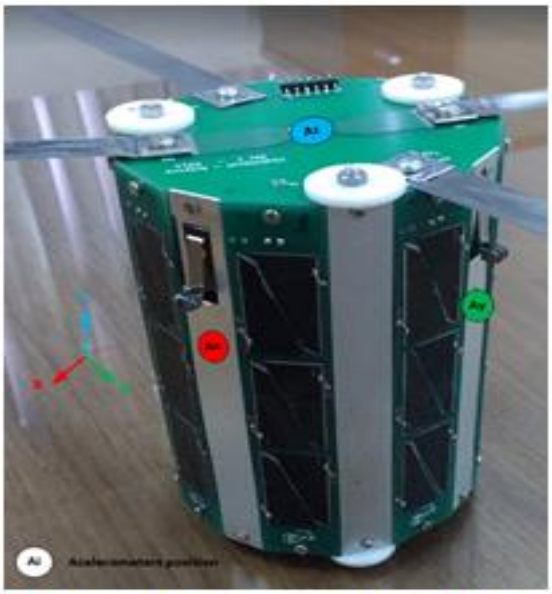
Test #	Test ID	Axis	Test Type
01	TSTXS01	X	Sine Vibration Test / Resonance Search (1)
02	TSTXR02		Random Vibration Test / Qualification Level
03	TSTXS03		Sine Vibration Test / Resonance Search (2)
04	TSTZS04	Z	Sine Vibration Test / Resonance Search (1)
05	TSTZR05		Random Vibration Test / Qualification Level
06	TSTZS06		Sine Vibration Test / Resonance Search (2)
07	TSTYS07	Y	Sine Vibration Test / Resonance Search (1)
08	TSTYR08		Random Vibration Test / Qualification Level
09	TSTYS09		Sine Vibration Test / Resonance Search (2)

↓

Visual Inspection

↓

Test Completion



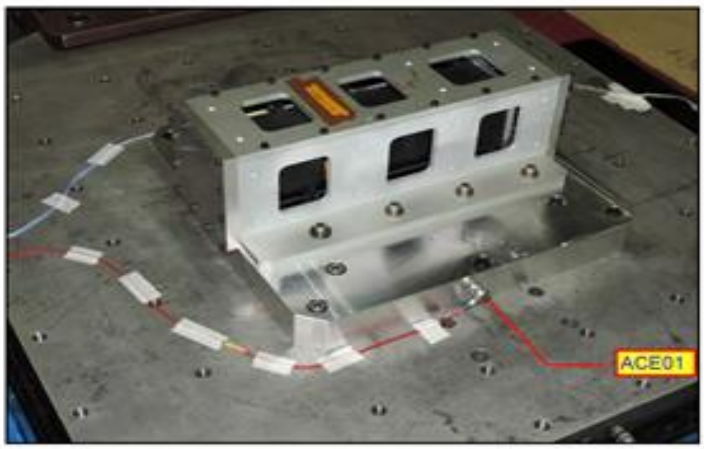
(c) Positioning of the 3 accelerometers for the Vibration Test

Figure 3.1-1(1/2) Test Configuration (X-Axis, Y-Axis)

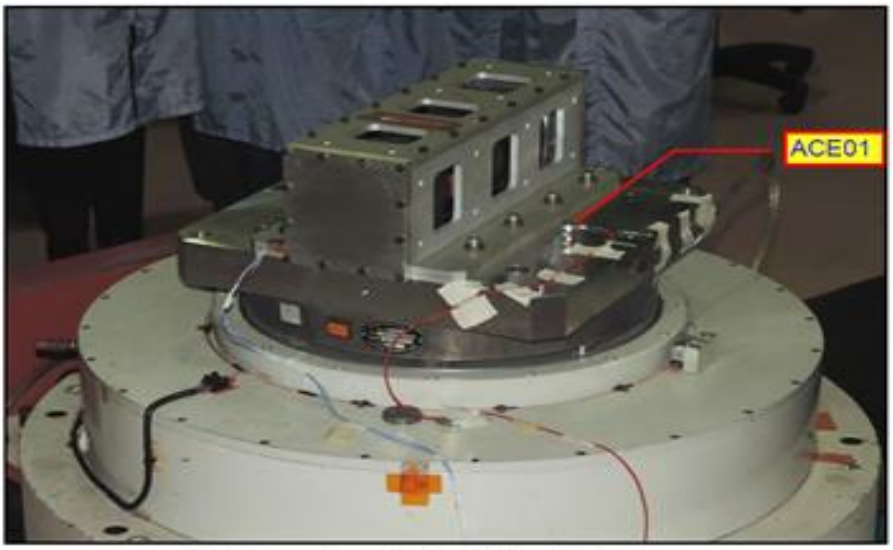
3. Test Conditions

3.1. Test Configurations

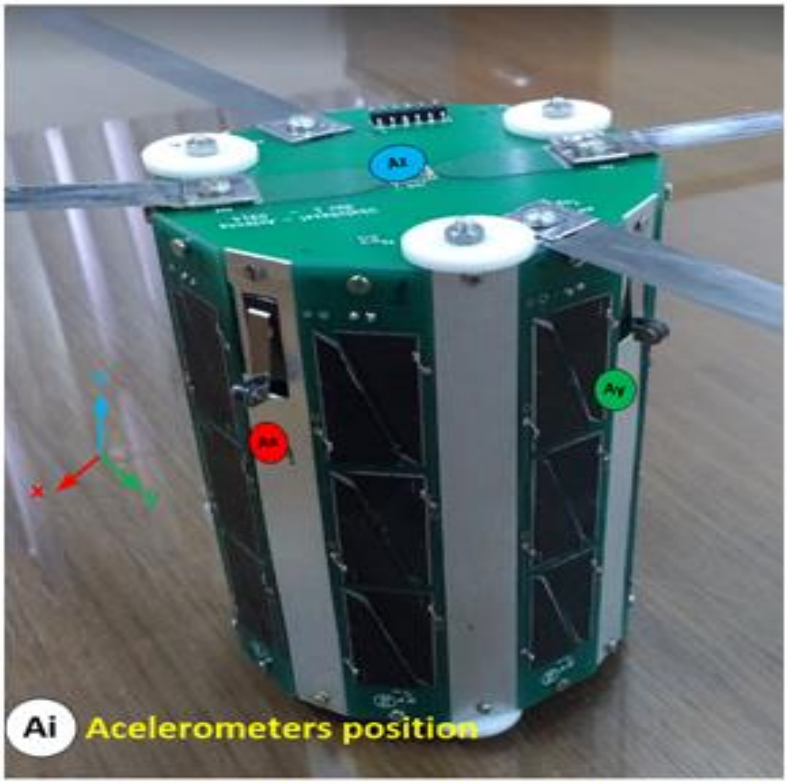
Test configuration is shown in Figure 3.1-1 (a) through (c). For **further details**, please refer to **LIT-INPE Vibration Test Report** in Appendix A.



(a) Test configuration for the X-axis Vibration



(b) Test configuration for the Y-axis Vibration



(c) Positioning of the 3 accelerometers for the Vibration Test

Figure 3.1-1(1/2) Test Configuration (X-Axis, Y-Axis)

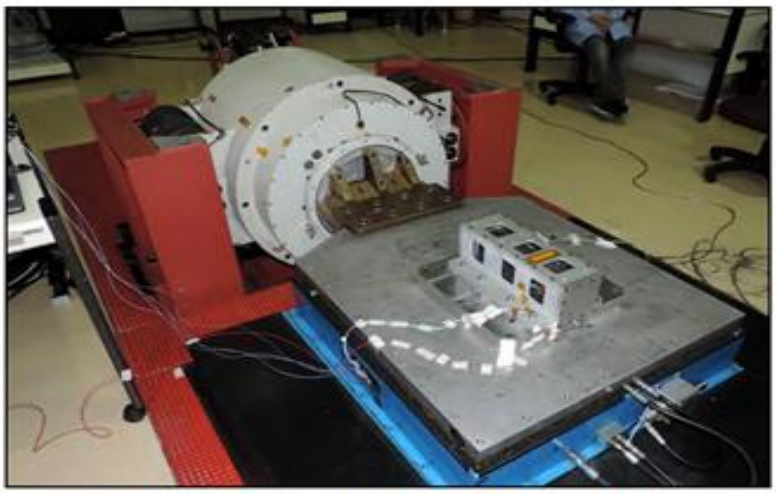


Figure 3.1-1(2/2) Test Configuration (Z-Axis)

3.2. Test Parameters

AT random vibration level and duration for UbatubaSat are shown in Table 3.2-1 and Figure 3.2-1. This level covers the following levels. For **further details**, please refer to **LIT-INPE Vibration Test Report** in Appendix A.

- ✓ Maximum Predicted Environment Level (MPEL) of HTV, ATV, SpX Dragon, and Orbital Cygnus defined in JX-ESPC-101132B.
- ✓ Minimum Screening Level (MSL) + 3[dB] for Li-ion battery screening purpose.

Table 3.2-1 AT Random Vibration Level for UbatubaSat

Frequency (Hz)	Acceptance PSD (g2/Hz)
20	0.015
25	0.025
30-80	0.08
110-400	0.05
1100	0.005
2000	0.002
Test Duration	1 min/axis (TBC)

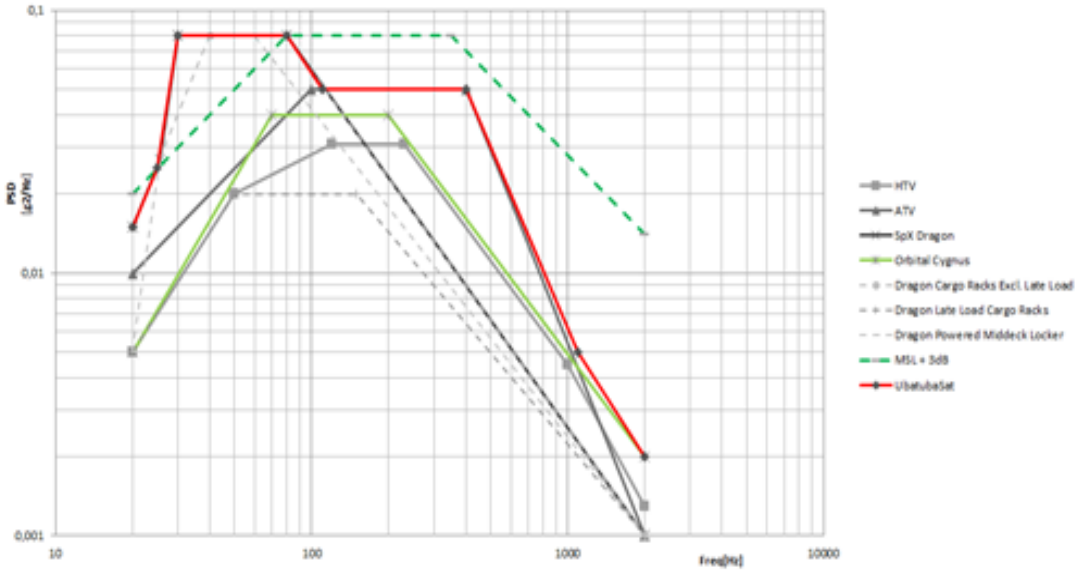


Figure 3.2-1 AT Random Vibration Level of UbatubaSat

4. Test Results

4.1. Measured Acceleration Level

Measured acceleration levels are shown in the **LIT-INPE Vibration Test Report** found in Appendix A. It is confirmed that the vibration is controlled to the level defined in Figure 3.2-1.

4.2. Visual Inspection

After all vibration tests, the followings are confirmed by visual inspection performed by LIT technical staff.

1) No structure failure is observed. It is also confirmed that resonance frequency of UbatubaSat is not changed before and after the vibration tests.
2) No damage and peeling of solar cell and cover glass is observed.
3) No fastener loosening is observed.
4) Antenna and the Langmuir Probe are appropriately restrained after the test.

APÊNDICE F - UBATUBASAT THERMAL VACUUM TEST REPORT

UbatubaSat Thermal VacuumTest Report

Initial Release: December 2015

UbatubaSat T-02

E.M. TANCREDO NEVES / INPE

Auro Tikami

Walter Abrahão dos Santos

REVISION HISTORY

Rev.	Date	Revision	Description
NC	December 18, 2015	-	Initial Release
A			
B			
C			
D			

CONTENTS

1. Introduction 1
1.1 Purpose 1
1.2 Test Subject 1
1.3 Test Purpose 1
1.4 Applicable Documents 1
2. Test Conditions 2
2.1 Test Facility 2
2.2 Test Schedule 2
3. Test Conditions 2
3.1. Test Configurations 2
3.2. Test Parameters 3
4. Test Results 4
4.1. AESP14 Function Test 4
4.2. Visual Inspection 4

Appendix A - LIT-INPE UBATUBASAT THERMAL VACUUM TEST REPORT

1. Introduction

1.1 Purpose

The purpose of this document is to show thermal vacuum test conditions and results of UbatubaSat Flight Model.

1.2 Test Subject

- ✓ Hardware Name: UbatubaSat (Flight Model)
- ✓ Hardware Part Number: Tancredo-1

1.3 Test Purpose

The purpose of this test is to confirm the followings during and after UbatubaSat exposure to acceptance-level thermal vacuum environment.

1) UbatubaSat functions nominally.
2) No damage and peeling of solar cell and cover glass is observed.
3) No fastener loosening is observed.
4) Antenna or Langmuir Probe is appropriately restrained after the test.
5) Screening of Li-ion battery.

The test is also performed for screening Li-ion battery. Assessment for the Li-ion battery is summarized in "UbatubaSat-T-03, UbatubaSat Battery Verification Report".

1.4 Applicable Documents

[1] JX-ESPC-101132B JPAH Vol.8, Small Satellite Deployment ICD

2. Test Conditions

2.1 Test Facility

LIT (Integration and Testing Lab) – INPE - Brazil

2.2 Test Schedule

Tests started on the 27th November, 2015 (TVAC cycles 1, 2 and 3) and completed on the 01st December, 2015 (TVAC cycle 4).

3. Test Conditions

3.1. Test Configurations

Test configuration is shown in Figure 3.1-1. For **further details**, please refer to **LIT-INPE UBATUBASAT THERMAL VACUUM TEST REPORT** in Appendix A.

Figure 3.1-1 Test Configuration

3.2. Test Parameters

Test conditions are summarized as followings and Figure 3.2-1. For **further details**, please refer to **LIT-INPE UBATUBA SAT THERMAL VACUUM TEST REPORT** in Appendix A.

- ✓ Vacuum Level: 10^{-5} [mBar]
- ✓ Temperature Range: From -15 [deg C] to +60[deg C]
- ✓ Number of Cycles: 4 (time >= 6h)

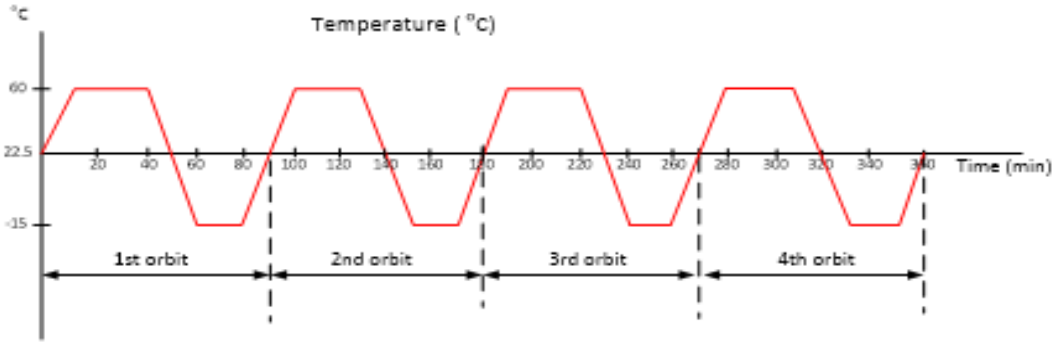


Figure 3.2-1 UbatubaSat Thermal Vacuum Test Profile

4. Test Results

4.1. UbatubaSat Function Test

It was confirmed that UbatubaSat functions nominally under and after exposure to thermal vacuum conditions (both in hot and cold conditions).

4.2. Visual Inspection

After all the tests, the followings are confirmed by visual inspection.

1) No damage and peeling of solar cell and cover glass is observed.
2) No fastener loosening is observed.
3) Antenna or Langmuir Probe is appropriately restrained after the test.

APÊNDICE G - UBATUBASAT INHIBIT FUNCTION TEST REPORT

UbatubaSat Inhibit FunctionTest Report

Initial Release: December 2015

UbatubaSat T-04

E.M. TANCREDO NEVES / INPE

Auro Tikami

Walter Abrahão dos Santos

REVISION HISTORY

Rev.	Date	Revision	Description
NC	December 17, 2015	-	Initial Release
A			
B			
C			
D			

1. Introduction

1.1 Purpose

The purpose of this document is to show the results of the Inhibit Function Test for UbatubaSat Flight Model.

1.2 Test Subject

- ✓ Hardware Name: UbatubaSat (Flight Model)
- ✓ Hardware Part Number: Tancredo-1

1.3 Test Purpose

The purpose of this test is to confirm the followings as are required in JX-ESPC-101132B.

1) Each inhibit (three electrical functional deployment switches) functions independently as an inhibit for UbatubaSat activation and deployment of the antenna.
2) State of the deployment switches does not change even when it protrude from the rail surface at 0.75mm. (JPAH vol.8 2.2.1 (2))
3) Force generated by the deployment switches is no greater than 3 N per single switch. (JPAH vol.8 2.2.1 (5))
4) After all inhibits are removed, timer works for 30 minutes at minimum before activation and deployment of the antenna. (JPAH vol.8 2.3 (4), (5))
5) When either of three deployment switches is re-depressed, the time is reset. (JPAH vol.8 2.3 (4), (5))

1.4 Applicable Documents

[1] JX-ESPC-101132B JPAH Vol.8, Small Satellite Deployment ICD

2. Test Results

2.1. Inhibit Test

The Inhibit schematic of UbatubaSat is shown in Figure 2.1-1. The switches are from OMRON ELECTRONIC COMPONENTS LLC (Model SS-5GL2: Hinge roler lever with contact of 50g).

It was confirmed by three cases of the test, listed up in Table 2.1-1, that each inhibit functions independently as an inhibit for UbatubaSat activation. The test regarding deployment of the antenna is not performed as it is not applicable to Tancredo-1 which has no electronic device for antenna deployment.

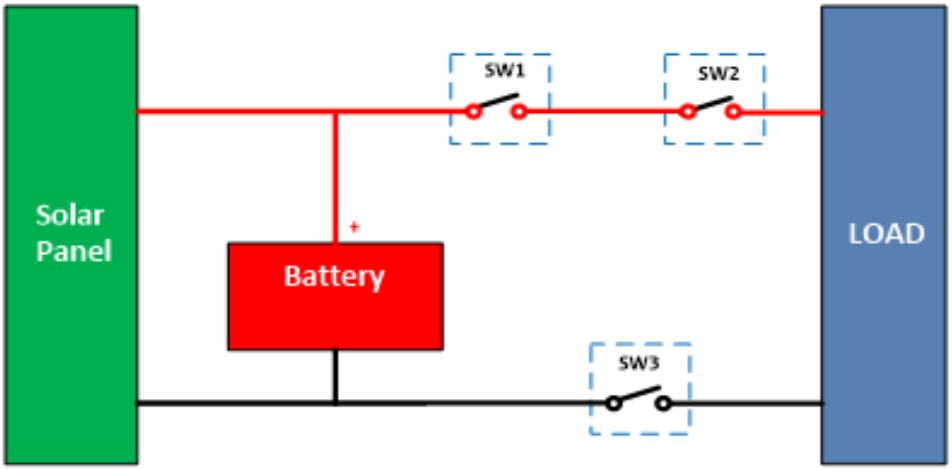


Figure 2.1-1 UbatubaSat Inhibit Schematics

Table 2.1-1 Inhibit Test Cases & Results

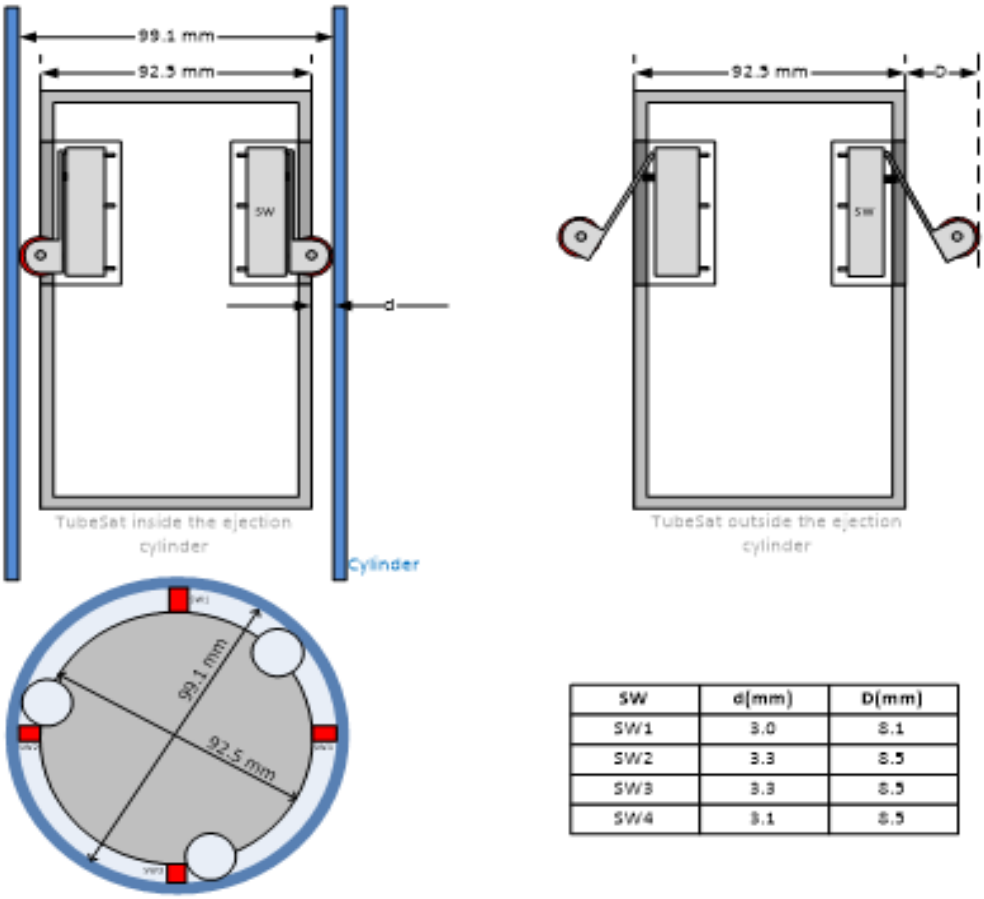
	SW1	SW2	SW3	UbatubaSat activated?
Case1	Open	Close	Close	NO
Case2	Close	Open	Close	NO
Case3	Close	Close	Open	NO

2.2. Deployment Switch Function Test

As shown in Table 2.2-1, it was confirmed by the test that state of the deployment switches does not change even when it moves inside the ejection cylinder. Furthermore, Figure 2.2-2 shows the Setup for the Switch Verification Test and Figures 2.2-3 and 2.2-4 Setup for the Opened and Closed Switch Verification Test respectively.

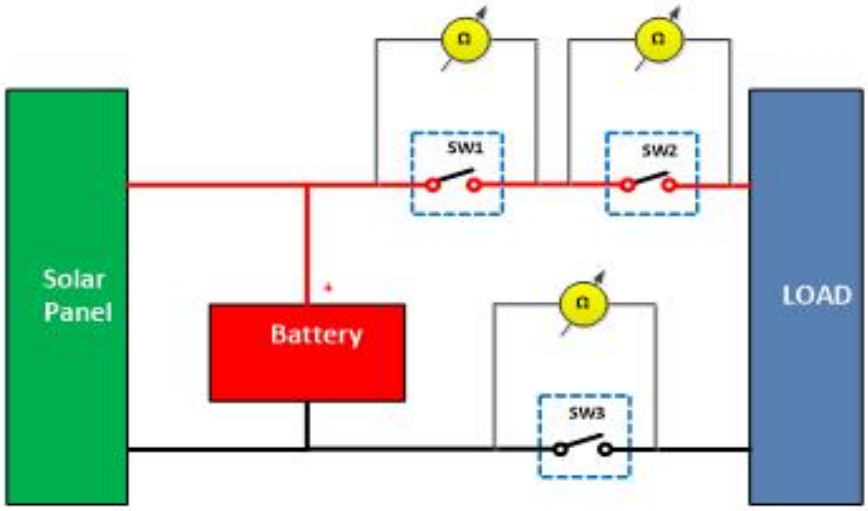
Table 2.2-1 Protrusion Test

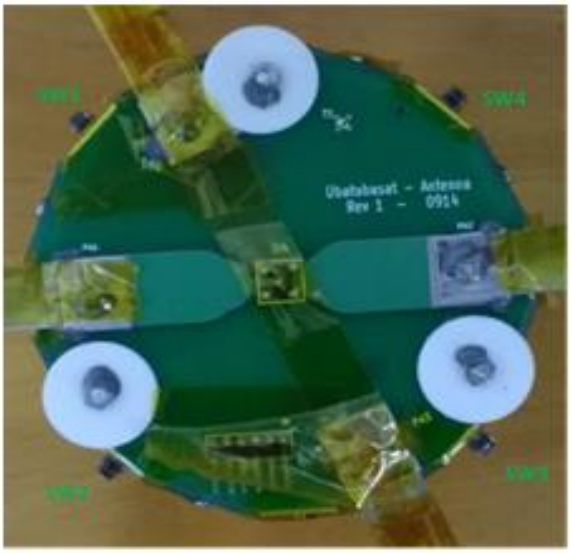
	Switch State
SW1	OPEN
SW2	OPEN
SW3	OPEN



SW	d(mm)	D(mm)
SW1	3.0	8.1
SW2	3.3	8.5
SW3	3.3	8.5
SW4	3.1	8.5

Figure 2.2-1 Switch Protrusion Measurement





5

Figure 2.2-2 Setup for the Switch Verification Test

Figure 2.2-3 Setup for the Opened Switch Verification Test

Figure 2.2-4 Setup for the Closed Switch Verification Test

2.3. Switch Snap Action force measurement

The spring force generated by the single same switch model fully compressed to a surface was measured and its results are summarized in Table 2.3-1.

Table 2.3-1 Spring Force Measurements

	Spring Force
SS-5GL2	0.462 Nm

The figures that follows, show respectively the setup used for measuring the operating force for switch snap action (Figure 2.3-1) and the measurement of the snap action force (Figure 2.3-2).

Figure 2.3-1 Setup for the Switch Snap Action force measurement

Figure 2.3-2 Measurement of the Switch Snap Action Force

2.4. Timer Test

The timer test results confirmed that it works for 30 minutes after all inhibits. This feature was measured via a stop watch and it is defined inside the on-board software.

2.5. Reset function test

The Reset function test confirmed that when either of three deployment switches is re-depressed, the time is reset. Similarly, this feature was measured via a stop watch and it is also defined inside the on-board software.

APÊNDICE H – PUBLICAÇÕES CIENTÍFICAS

WETE 2015

6º Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

São José dos Campos/SP - 18,19 e 20 de agosto de 2015

Re-Engineering a Picosatellite for a Langmuir Probe Payload

TIKAMI, A. [1], **DOS SANTOS, W.** [2]

[1]Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
MSc. Student at the Space Systems Engineering and Management – CSE

[2]Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

auro.tikami@inpe.br

Abstract. *Miniaturized satellites are being used for a myriad of missions previously not conceived for such class of devices due to their attractive cost-benefits. This work has a case study focused in a picosatellite, named Tancredo 1, which has been re-engineered from a standard TubeSat platform. It is expected to be launched by early 2016 from the Kibo (きぼう, Japanese for "hope") Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) module of the International Space Station (ISS) from which it will be released. Using the ISS infrastructure has imposed a new set of safety requirements to this project and new system re-engineering tasks. As part of INPE's Aeronomy research demands, the picosatellite mission has also added a second payload, a Langmuir probe which also imposed extra requirements and changes that this work describes briefly.*

Keywords: Tubesat, Picosatellite, Safety, Space System Engineering.

1. Introduction

Nanotechnology has effectively contributed to the engineering of sophisticated miniaturized systems can be designed for space applications. Miniaturized satellites projects are having a huge interest from many space organizations and companies recently due to their cost reduction, shorter project cycle duration; nanotechnology to mention a few.

In special, this work aims at the space systems re-engineering of a tubesat platform for picosatellite applications face new set of requirements and contributing to the research and new knowledge concerning the ionosphere plasma irregularities over the Brazil which basically affects the Telecommunications and Global Positioning Systems [KELLEY & HEELIS, 1989].

2. Methodology

The re-engineering methodology has various considerations to be taken so this new payload adaptation could occur smoothly. The whole process has the main steps listed hereafter: (1) Layout reconfiguration of PCBs (Printed Circuit Boards) for meeting safety and quality requirements; (2) Assembly, Integration and Testing (AIT) of PCBs with new power, communications, on-board computing and, payload re-designs; (3) Evaluation of issues related to mass, power, RF budgets as well as solar panel cell layouts; (4) Payload and on-board data protocol adaptation for telemetry and telecommand usage; (5) Ground-Space interface issues; (6) Prospective Ionosphere

UbatubaSat – A Roadmap from Public Brazilian Schools Towards Knowledge

By Cândido O. de Moura[1], Auro Tikami[2], Walter A. Dos Santos[2]

[1]Escola Municipal Pres. Tancredo de Almeida Neves, Ubatuba, Brazil
[2]National Space Research Institute - INPE, São José dos Campos, Brazil

(Received June 21st, 2015)

The teaching of science in Brazil has been achieving moderate results as well as the youngsters' interest for careers in the techno-scientific field is still low. This paper describes how the UbatubaSat project of a picosatellite might be a roadmap for public Brazilian schools to change this reality. This initiative is being developed since 2010 by the Tancredo de Almeida Neves School in Ubatuba, São Paulo, Brazil, with technological support from INPE, the National Space Research Institute. The project has seen encouraging results towards promoting students' interest in engineering, science and technology, especially in Aerospace Engineering, by the assembly, integration, testing, coding and launch of a picosatellite. This also promotes teamwork among different levels of education because some activities are being developed by basic level, others are planned for secondary technical students and some are even within the scope of INPE's graduate courses. The project has received recognition from the national and international scientific community and received support for its activities from organizations such as UNESCO, AEB-Brazilian Space Agency, amongst others. Briefly, Tancredo1 is the first picosatellite of the UbatubaSat project and it is a compact tube-shaped pico-satellite with a mass of less than 0.75 kg based on TubeSat kit from Interorbital Systems (IOS) [1]. It will be launched in early 2015 to the Kibo (きぼう, Hope) module of ISS - International Space Station [2] having two payloads: (1) an educational voice recorder and (2) an experimental Langmuir probe. This paper completely summarizes the current project status, developments, adaptations methodologies, results and its perspectives to a broader impact in the Brazilian educational arena.

Key Words: Picosatellite, STEM education, Space Outreach, TubeSat, Langmuir Probe.

1. Introduction

The PISA (Program for International Student Assessment), aims at testing, every three years, the skills and knowledge of 15-year-old students and is an international survey, developed and coordinated by the Organization for Economic Cooperation and Development (OECD), which evaluates education systems worldwide. Brazil has achieved results below the expectations of its educational systems and the country unfortunately has ranked the last positions in the PISA. The test itself is applied to students at a stage which presumably is the end of the compulsory education in most countries. Table 1 shows the results obtained by Brazil and the number of countries which took the test in all editions of PISA.

Table 1. PISA Test Results achieved by Brazil (2000-2012)

PISA Test Statistics	2000	2003	2006	2009	2012
Participating Countries	32	41	57	61	65
Brazilian Ranking	32nd	40th	52nd	58th	57th

Complementarily, Table 2 presents the statistics in the number of Brazilian attendees to the PISA test and final attendees of specific tests like Reading, Mathematics and Science.

The quality of the Brazilian educational system in the areas of science, technology and innovation is another problem identified which has received the attention of Brazilian society and the authorities. This specific problem is present in the other end of the Brazilian educational system which covers students in universities and research institutes.

Table 2. Statistics of Brazilian PISA attendees (2000-2012)

PISA Edition	2000	2003	2006	2009	2012
Students	4,893	4,452	9,295	20,127	18,589
Reading	396	403	393	412	410
Mathematics	334	356	370	386	391
Science	375	390	390	405	405

The Brazilian Ministry of Science, Technology and Innovation (MCTI) keeps track in the number of articles published in scientific journals indexed by Scopus from 2000 to 2012 [1]. In its statistics we found that Brazil had a large increase in the number of published articles, from a total of 13,022 in 2000 to 53,083 in 2012. Comparatively, in 2000, Australia had 23,904, almost the double the Brazilian production and has increased to 62,200 which is a difference less than 18% of the Brazilian production. Similarly, another MCTI publication[2], shows the number of citations to articles published in scientific journals indexed by Scopus, 2000 to 2012. This number measures the impact of the scientific production of a country; we find that this great quantitative increase is not reflected in the relevance of the published

IAA-XI-14-0S-0P

"Space Systems Re-Engineering and a CubeSat Interconnection Solution for a TubeSat-Based Platform"

*Auro Tikami *, Antonio Ferreira de Brito*, Antonio Cassiano Julio Filho*, Candido Osvaldo de Moura**, Walter Abrahão dos Santos*.*

This work describes the space systems re-engineering of a TubeSat platform with customized subsystems and development processes suitable for pico satellite mission applications. The first trial mission is expected to be launched next year via JAXA (the Japan Aerospace Exploration Agency) using the ISS (International Space Station) as an alternative support for traditional launching of miniaturized satellites. A tubesat is a picosatellite platform provided by the US-based company, InterOrbital Systems (IOS). Use of the ISS infrastructure in this project has imposed a new set of safety requirements which demanded a re-design from the original IOS tubesat platform. For the adaptation procedure, the derived platform required some systems re-engineering far beyond to new electronic circuitry. More precisely, various considerations had to be taken so this adaptation

* INPE - DSS/ETE - Ground Systems Division, Brazil, auro.tikami@inpe.br
* INPE - DSS/ETE - Ground Systems Division, Brazil, antonio.brito@inpe.br
* INPE - DSS/ETE - Ground Systems Division, Brazil, cassiano.filho@inpe.br
** E M Pres. Tancredo de Almeida Neves, Brazil, candidomoura3@gmail.com
* INPE-ETE, Brazil, walter.abrahao@inpe.br

Systems Re-Engineering a TubeSat Platform for Picosatellites

Tikami, Auro and Dos Santos, Walter Abrahão
{auro.tikami, walter.abrahao}@inpe.br
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE - Brazil

Abstract— Recent interest has been raised in miniaturized satellites for their cost-benefits. This work has a case study focused in a picosatellite, named Tancredo 1, which has been re-engineered from a standard TubeSat platform. We expect to launch it by early 2015 towards the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) module of the International Space Station (ISS) from which it will be released. This arrangement using the ISS infrastructure has imposed a new set of safety requirements to this project and new system re-engineering tasks. Furthermore, the picosatellite mission has also added a second payload, a Langmuir probe which also added extra requirements and changes. In this work we describe mainly those related to the power subsystem, safety requirements and some environmental tests.

Keywords—Tubesat, Picosatellite, Safety, Space System Engineering.

I. Nomenclature

AEB – Brazilian Space Agency
IARU – International Amateur Radio Union
IOS – Interorbital Systems
ISS – International Space Station
ITU – International Telecommunication Union
JAXA – Japan Aerospace Exploration Agency
STEM – Science, Technology, Engineering and Mathematics

II. Introduction

Due to advances in Nanotechnology, sophisticated miniaturized systems have been designed and in such spectrum, Space is natural candidate for them. Miniaturized satellites projects are having a huge interest from many space organizations and companies recently due to their cost reduction, shorter project cycle duration; nanotechnology to mention a few ISS (International Space Station) has been employed as an alternative support to traditional satellite launches such as the one for the Tancredo 1. This is the first picosatellite to be launched for the UbatubaSat Project. The main motivation of this project is working as a STEM outreach initiative for a Brazilian public fundamental school that is being technically supported and advised by INPE since 2010 [Dos Santos et al., 2011]. Briefly, Tancredo 1 is a compact tube-shaped picosatellite with a mass of less than 0.75 kg based on TubeSat kit from Interorbital Systems (IOS) [2].

In this work, the space systems re-engineering of a tubesat platform is presented for picosatellite applications. Since the ISS infrastructure will be used this has imposed a new set of safety requirements which demanded a re-design from the original IOS tubesat platform. Additionally, since the picosatellite is going to fly in a 300 Km altitude orbit, an extra payload from INPE was added and new systems changes required too.

This paper is divided into the following sections: (III) presents the TubeSat Platform; (IV) explains the methodology used for space systems re-engineer the original tubesat design; (V) shows some preliminary results and (VI) closes with the concluding remarks.

III. The Tubesat Platform

The TubeSat platform is hexadecagon-shaped and is assembled from a set of printed circuit boards (PCBs), see Figure 1 for details. A PCB stack forms the inner structure with a set of PCBs for supporting solar cells and some aluminum closure strips forming the external structure. The external guide bearings facilitate the satellite's deployment from a tubular ejection unit on orbit.

The original IOS TubeSat kit includes the satellite's structural components, PCB Gerber files, electronic components, solar cells, batteries, transceiver,

5º Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

São José dos Campos/SP - 12,13 e 14 de agosto de 2014

Re-Engenharia de Sistemas em Plataforma TubeSat para Picossatélites

TIKAMI, A.

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Aluno de Mestrado do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais

auro.tikami@inpe.br

Resumo: *Este trabalho apresenta a proposta de desenvolvimento de uma plataforma baseada em TubeSats através da adaptação de seus subsistemas e de processos de Engenharia de Sistemas Espaciais com estudo de caso na missão UbatubaSat. São descritas as fases de montagem, integração e as modificações realizadas no projeto original do kit para atender aos requisitos para o lançamento e colocação em órbita a partir da Estação Espacial Internacional (ISS).*

Palavras-chave: Picossatélite; Engenharia de Sistemas Espaciais, AIT; ISS.

1. Introdução

A ISS (*International Space Station*) tem sido empregada como uma alternativa aos tradicionais lançamentos de diversos satélites minituarizados [Spaceflight101, 2014]. Em particular, o picossatélite do projeto UbatubaSat vém sendo apoiado e recebido consultoria técnica do INPE desde 2010 [Dos Santos et al., 2011]. O projeto inicialmente utilizava um kit de Tubesats e lançador Neptune3 ambos da empresa *InterOrbital Systems* (IOS) dos EUA. Devido a atrasos no projeto do lançador da IOS, o projeto conseguiu uma oferta de lançamento junto à AEB (Agência Espacial Brasileira) via ISS com a JAXA (*Japan Aerospace Exploration Agency*), com previsão para Jan/2015. A condição de intefaceamento com a ISS gera novos requisitos ao projeto original e uma série de modificações na plataforma original da IOS que devem sem abordados.

2. Metodologia

A adaptação de TubeSats para uma nova plataforma demanda uma Re-Engenharia de Sistemas Espaciais além de novos circuitos eletrônicos. Neste cenário, diversas considerações são lidadas para que a migração ocorra de maneira segura e ordenada respeitando os aspectos de Engenharia de Sistemas Espaciais, alguns aqui listados: (1) Reformulação do layout das Placas de Circuito Impresso (PCBs) para os novos requisitos de qualidade e segurança física; (2) AIT na nova estrutura; (3) Verificação de aspectos relativos a balanços de potência e RF, layout de painel solar. (4) Adaptação da Carga Útil do UbatubaSat (Gravador de Voz) e protocolo de bordo para que possa aceitar novas mensagens via telecomando. (5) Aspectos de interface com lançadores para a ISS e campanha de lançamento; (6) Estudo de uma potencial missão de interesse ao INPE com essa nova plataforma de picossatélites e (7) Estudo de Inclusão de Telecomandos e Telemetria.

ANEXO A – UBATUBASAT BATTERY VIBRATION TEST REPORT

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

VIBRATION TEST REPORT

CUSTOMER:	LSI-TEC - Associação do Laboratório de Sistemas Integráveis Tecnológico
SUBSYSTEM:	EPS SUBSYSTEM - UBATUBASAT PROJECT (Ref.: TANCREDO I PICOSATELLITE)
MODEL:	PROTO FLIGHT MODEL (PFM)
REPORT Nº:	LSITEC03 - R01
VERSION:	1

INPE/LIT.PS.042/14

DISTRIBUTION LIST

Name	Function	Company	Copies	Version	Comments
1) Lidia H. S. Sato (lidia.sato@lsitec.org.br)	--	LSI-TEC	01	1	(NOTE 1)
2) Auro Tikami (auro.tikami@inpe.br)	--	INPE/DSS/ETE	01	1	(NOTE 1)
3) Walter Abrahão dos Santos (walter.abrahao@inpe.br)	--	INPE/LAC	01	1	(NOTE 1)
4) Eduardo Escobar Bürger (eduardoebrg@gmail.com)	--	INPE/LIT/LSIS	01	1	(NOTE 1)
5) Dynamic Testing Laboratory (vib.consultas@lit.inpe.br)	--	INPE/LIT/VIB	01	1	(NOTE 1)

NOTE 1 : The hard printed copy of the document is stored in the LIT's Documentation Centre (CEDOC). A digital copy of this document (filename: UBATUBASAT BATTERY_PFM_VIBR-TR_LSITEC03-R01_v1.pdf) was sent to people or department listed in the above table.

==========

DOCUMENT CHANGE LOG

Page	Version	Date	Change reference
1 to 11; A1 to A3; B1 to B21; C1 to C5	1	23/Oct/2014 - Version 1	

VIBRATION TEST REPORT - SUMMARY

☐ Document No.	LSITEC03 - R01
☐ Version / Issue date	Version 1 issued on October 23rd, 2014
☐ Total No. of pages	40 pages (cover sheet included)
☐ Customer	LSI-TEC - Associação do Laboratório de Sistemas Integráveis Tecnológico Att.: Mrs. Lidia Hissae Shibuya Sato
☐ Address	Rua Paes Leme, 524 - Conj. 95 e 96 - Pinheiros (CEP: 05424-904) São Paulo - SP - Brazil
☐ Tested item(s)	EPS SUBSYSTEM - UBATUBASAT PROJECT Model: Proto-Flight (PFM) P/N: N.A.S/N: N.A.
☐ Quantity	01 (one)
☐ Test specification	According to section 3.1 - Vibration Test, of document titled as "EPS Subsystem Plan - UbatubaSat", provided by Customer
☐ Test start date	August 21st, 2014
☐ Test end date	August 21st, 2014
☐ Test results	See the next pages in this document
☐ LIT Area No. / Laboratory	LIT02 / Dynamic Testing Laboratory
☐ LIT/PAC Process No.	ELIT.2444.14.PRO (Service ID: 341297)
☐ Service Order No.	0143.14.LIT02

TABLE OF CONTENTS

Page

1 INTRODUCTION 6

2 PURPOSE OF THE TEST 6

3 TEST SCHEDULE TIME 6

4 TESTED ITEM IDENTIFICATION 6

5 APPLICABLE AND REFERENCE DOCUMENTS 7

5.1 APPLICABLE DOCUMENTS 7

5.2 REFERENCE DOCUMENTS 7

6 TECHNICAL REQUIREMENTS 7

6.1 TESTING AREA 7

6.2 PERSONNEL 7

6.3 TESTING FACILITIES 7

7 TEST CONDITIONS 8

7.1 TEST SPECIFICATION 8

7.1.1 RESONANCE SEARCH TEST SPECIFICATION 8

7.1.2 RANDOM VIBRATION TEST SPECIFICATION 8

7.2 REFERENCE AXES 9

7.3 MOUNTING OF THE TESTED ITEM 9

7.4 CONTROL AND MEASUREMENT ACCELEROMETERS 10

7.5 FUNCTIONAL TEST 10

8 DEVELOPMENT OF TEST 10

9 TEST RESULTS AND COMMENTS 11

LIST OF TABLES 5

LIST OF FIGURES 5

APPENDIX A - COPY OF THE TEST REQUEST A1

APPENDIX B - GRAPHICAL RECORDS B1

APPENDIX C - PICTURES FROM THE TEST SETUP AND FROM THE INSTRUMENTATION C1

LIST OF TABLES

Page

Table 6.3.1 - List of equipment.....8

Table 8.1 - Summary Table: Initial and Final Resonance Search Tests Results.....11

==========

LIST OF FIGURES

Page

Figure 7.2.1 - 3D view of EPS Subsystem and the reference coordinates' system (X,Y,Z) used to perform the vibration tests.....9

VIBRATION TEST REPORT - UBATUBASAT EPS SUBSYSTEM / PFM

1 INTRODUCTION

This report describes the vibration tests at the Qualification Level applied in the Proto-Flight Model (PFM) of the EPS Subsystem (set composed by two units of rechargeable batteries sealed by a white protection plastic) belonging to the UbatubaSat Project, at the Integration and Testing Laboratory - LIT, of INPE, in accordance with specification provided by Customer. The technical requirements, the test sequence and the test results are presented in this document.

The tested item is an EPS subsystem to be employed in the TANCREDO 1 Picosatellite as part of the UbatubaSat Project developed by the Elementary School "Pres. Tancredo de Almeida Neves" located in Ubatuba city, São Paulo - Brazil, with technological support of INPE (National Institute for Space Research) and AEB (Brazilian Space Agency). TANCREDO 1 is the first picosatellite of the UbatubaSat project developed for educational purpose having geometry of a TubeSat, and is part of the "Introduction to Science Project" for students from year 6th of the elementary school.

The series of tests was applied along the three main axes of the tested item and was completed with success without any abnormal occurrence. The sample was a genuine Proto-Flight Model and was tested in its launch configuration. None functional evaluation test was applied in the specimen during the vibration test campaign.

2 PURPOSE OF THE TEST

The vibrations tests were performed to determine if equipment were constructed to withstand the expected vibration stresses and to insure the launch vibration environment would not produce any performance degradations or malfunctions, according to the test conditions outlined in section 7.

3 TEST SCHEDULE TIME

The tests were performed at the LIT's System's Qualification Area - Dynamic Testing Laboratory, on August 21st, 2014.

4 TESTED ITEM IDENTIFICATION

- Test item ..... : UBATUBASAT EPS SUBSYSTEM;
- Model ..... : Proto-Flight Model (PFM);
- Part Number (P/N) ..... : N.A.;
- Serial Number (S/N) ..... : N.A.;
- Overall dimensions [mm]..... : not specified;
- Net weight ..... : 0.13 kg;
- Quantity ..... : 01 (one).

5 APPLICABLE AND REFERENCE DOCUMENTS

5.1 APPLICABLE DOCUMENTS

- AD1: E-mail dated from July 25th, 2014 (Test Request);
- AD2: Document titled as "EPS Subsystem Plan - UbatubaSat".

5.2 REFERENCE DOCUMENTS

- RD1: SD2560 Vibration Controller System manuals;
- RD2: V804 Vibration Testing Systems manuals.

6 TECHNICAL REQUIREMENTS

6.1 TESTING AREA

The tests were conducted at the LIT's System Qualification Area - Dynamic Testing Laboratory that has the following controlled environmental conditions (only authorized personnel have the access to this area):

- Cleanliness condition ..... : 100,000 (ISO 8);
- Temperature ..... : 23°C +/- 2°C;
- Relative humidity ..... : 50% +/- 10%.

6.2 PERSONNEL

The following manpower was used to perform the vibration tests:

- LIT/VIB team ..... : Eng. Mauro T. Sakita;
  Tech. Flavio Alexandre;
  Eng. André B. Aguiar.

All functions concerning the instrumentation, the test facility operation and the environmental data handling system were the responsibility of INPE/LIT team. The assembling and removal of the tested unit in the adapter was also held by LIT/VIB team.

6.3 TESTING FACILITIES

Table 6.3.1 presents the list of equipment used to perform the tests.

Table 6.3.1 - List of equipment

Equipment	Manufacturer	Model	Serial Number	Calibration Date	Supplier
Vibration Testing System	LDS	V804	--	(*)	LIT
Vibration Control System	Spectral Dynamics	SD2560 (#2)	--	(**) Apr 8, 2014	LIT
Accelerometers	Endevco	2221D & 2222C	(see Appendix B)	(see Appendix B)	LIT
Charge Amplifiers	LIT	AC-2000	--	(**) Jan 30, 2014	LIT
Aluminum adapter plate	LIT	--	--	N.A.	LIT
Squared frame-type device	LIT	--	--	N.A.	LIT
Torque wrench	Gedore	Torqueleader	6H8029740	Nov 6, 2013	LIT

(*) Testing facilities not subject to calibration;
(**) Testing facilities verified using calibrated instrumentation.

7 TEST CONDITIONS

7.1 TEST SPECIFICATION

A copy of the test request is presented in Appendix A. A summary of the general vibration test condition is as follows.

7.1.1 RESONANCE SEARCH TEST SPECIFICATION

* Test method ..... : Sinusoidal Sweep Test;
* Frequency range ..... : 5 - 2000 Hz;
* Vibration level ..... : 0.5g<;
* Sweep rate ..... : 2 oct/min;
* Number of sweeps ..... : 1 (5 □ 2000 Hz: Sweep Up);
* Test axes ..... : 03 (X,Y,Z);
* Other information ..... : Vibration test carried out @ RT (23ºC±2ºC).

7.1.2 RANDOM VIBRATION TEST SPECIFICATION

* Reference Standard ..... : Particular Test Specification provided by Customer;
* Test method ..... : Random Vibration Test at the Qualification Level;
* Frequency range ..... : 20 - 2000 Hz;
* Vibration level ..... : 20 Hz // 0.026 g²/Hz;
  30 Hz // 0.080 g²/Hz;
  350 Hz // 0.080 g²/Hz;
  2000 Hz // 0.015 g²/Hz;
  Overall level ..... : 8.76 gRMS;
* Test Duration ..... : 60 sec/axis;
* Test axes ..... : 03 (X,Y,Z);
* Other information ..... : Vibration test carried out @ RT (23ºC±2ºC).
*

7.2 REFERENCE AXES

The three mutually perpendicular axes of the tested item were defined as follows (see Figure 7.2.1). Note that the accelerometers' mounting positions shown in the figure below are not those used in the vibration tests; by common agreement between the parties, the position was changed to measure the vibration in the battery body as shown in the Photo 03 in Appendix C.

- X-axis: Lateral;
- Y-axis: Longitudinal (parallel to the battery axial direction);
- Z-axis: Vertical (normal to the battery's mounting surface baseplate).

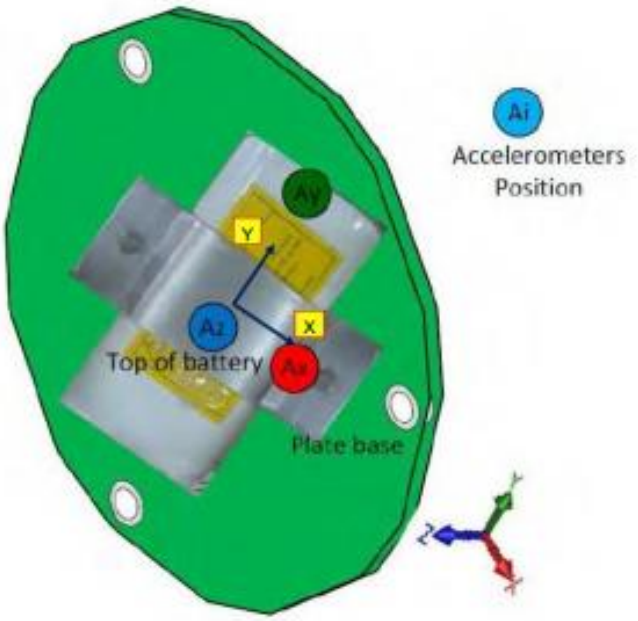


Figure 7.2.1 - 3D view of EPS Subsystem and the reference coordinates' system (X,Y,Z) used to perform the vibration tests

7.3 MOUNTING OF THE TESTED ITEM

The tested item was supplied for testing already mounted in a fiberglass baseplate as expected for using in the picosatellite. The baseplate was rigidly attached in a squared aluminum adapter plate by its normal mounting means, i.e., via three screws M3 and washers. In absence of any information about the fixing torque value to be applied, the fixing screws were tightened to 1 Nm, as reference.

For vibration tests applied along Z-axis, the adapter plate (with specimen) was simply supported on top of another interface (head plate) previously mounted on the shaker's armature and was clamped through mechanical devices provided by the laboratory.

For tests applied along the lateral directions, the adapter plate was initially attached on the surface of an aluminum squared frame-type device that had through-holes to secure it in two horizontal directions. The assembly thus formed was maintained as a monolithic body during the vibration tests. This adapter was rigidly attached on top of LIT's interface (head plate) in one test direction of interest by using tierods, washers and nuts.

Pictures presented in Appendix C show the above-mentioned general mounting configuration.

7.4 CONTROL AND MEASUREMENT ACCELEROMETERS

One pickup was used as control accelerometer (identified as ACE01) installed in the head plate adapter near one of the specimen fixing point (see picture in Appendix C).

In order to evaluate the dynamic behavior of the tested item, three single axis measurement accelerometers were installed in a small aluminum cube attached in the lateral position of one of the battery unit. These sensors were identified as AX01/AY01/AZ01 where (X,Y,Z) are the sensor measurement axis related to the battery reference axes.

The Test Control Data Sheet (Table B1.2) presented in the Appendix B shows the list of sensors (including the control) used in the tests. Pictures presented in Appendix C show the location of these measurement sensors.

7.5 FUNCTIONAL TEST

As defined by Customer, none functional evaluation test was applied in the tested item.

8 DEVELOPMENT OF TEST

The series of tests was accomplished in nine tests steps, numbered and identified each one as a particular test, as shown in Appendix B. For each test axis (Z, Y and X), the following tests were applied, in sequence:
- Sine Vibration Test / Resonance Search (I);
- Random Vibration Test / Qualification Level;
- Sine Vibration Test / Resonance Search (F).

All tests were completed successfully without any abnormal occurrence. Following the visual inspection done during and after the tests, there was no indication of mechanical external damages, cracks or loose parts in the tested unit.

Table 8.1 presents a summary of the dynamic responses of test item measured in the Initial and Final Resonance Search tests (for accelerometers aligned with the test direction) and the corresponding deviation (if any), for comparison purposes only.

Table 8.1 - Summary Table: Initial and Final Resonance Search Tests Results

		Resonance Search (I)	Resonance Search (F)	
Axis	Accelerometer ID	Test 01	Test 03	Δf [Hz // (%)]
Z	AZ01	1631.0 Hz // 4.1g	1631.0 Hz // 5.0g	0 Hz
		Test 04	Test 06	
Y	AY01	895.4 Hz // 1.0g	890.0 Hz // 1.0g	5.4 Hz // -0.6%
		Test 07	Test 09	
X	AX01	895.4 Hz // 1.7g 1111.0 Hz // 1.2g	890.0 Hz // 1.7g 1111.0 Hz // 1.2g	5.4 Hz // -0.6% 0 Hz

9 TEST RESULTS AND COMMENTS

The series of vibration tests was performed according to the test specification presented in Section 7 and was completed successfully as mentioned in the previous section.

Some of the vibration data plots obtained from the tests are presented in Appendix B of this Report. The sine vibration data plots represent the peak acceleration [g] of the signals in function of the frequency [Hz] and the random ones, the acceleration spectral density [g^2/Hz] of the signals in function of the frequency [Hz].

After the completion of each test a visual inspection was carried out on the specimen, whereby it was found that there had no evidence of external mechanical damage and / or loose parts. Comparing the graphic records obtained from the Resonance Search tests (Initial and Final) of each test axle (see a summary on Table 8.1), it is observed that there was a significant variation in the resonance peaks that could indicate possible occurrence of structural degradation of the tested unit. Further inspections and functional evaluation tests after completing the overall series of tests will be under Customer's responsibility.

The results and comments presented herein are restricted for the tested unit referenced in Section 4 and for the specified test conditions outlined in Section 7.

It is presented in Appendix A the copy of the test request and in Appendix B, the test control data sheets including the test sequence summary and the instrumentation control sheet and, in Appendix C some pictures from the tested item when mounted in the vibration testing system, and from the instrumentation.

Test Engineer: _____ - 23 / Oct / 2014
Mauro T. Sakita – Technical Staff

< ---------- >

APPENDIX A

COPY OF THE TEST REQUEST

Assunto:Solicitação de Testes do EPS-UbatubaSat
Data:Fri, 25 Jul 2014 16:51:19 -0300
De:Auro Tikami <auro.tikami@inpe.br>
Para:PAC-LIT <pac@lit.inpe.br>
CC:Eduardo Escobar Bürger <eduardoebrg@gmail.com>, auro.tikami@inpe.br, Walter Abrahão dos Santos <walter.abrahao@inpe.br>

Prezados,

Gostariamos de encaminhar nossa Solicitação de Testes do EPS-UbatubaSat aqui anexa.
Grato por qualquer retorno.
Att.,

Auro / Walter

Auro Tikami
DSS/ETE - Ground Systems Division
INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Av. dos Astronautas,1758 CP515 CEP 12227-010 São José dos Campos-Brasil
Building: Beta Office room: 9
Tel.: +55(12)3208-6596
auro.tikami@inpe.br

==========

Assunto:Processo 2444.14
Data:Tue, 05 Aug 2014 18:58:06 -0300
De:Auro Tikami <auro.tikami@inpe.br>
Para:sakita@lit.inpe.br
CC:Walter Abrahão dos Santos <walter.abrahao@inpe.br>, Candido Moura <candidomoura3@gmail.com>, auro.tikami@inpe.br

Prezado Mauro Sakita,

Segue inicialmente o documento enviado pelo Prof. Candido com o termo de compromisso da AEB com a Escola Tancredo Neves de Ubatuba.
Atenciosamente,

Auro Tikami

Assunto:Fwd: PDF
Data:Mon, 4 Aug 2014 15:06:08 -0300
De:Candido Moura <candidomoura3@gmail.com>
Para:Auro Tikami <auro.tikami@inpe.br>, Walter Abrahão dos Santos <walter.abrahao@inpe.br>

Olá Walter e Auro

O documento que assinamos com a AEB trata de modo generico do pagamento dos testes para permitir a inclusão de algo a mais. Para termos algo especifico precisamos de um orçamento de toda a bateria de testes a ser realizada.

Abraço

Candido

APPENDIX B

GRAPHICAL RECORDS

B1 - INTRODUCTION

The test sequence summary and the test control data sheets are presented in Tables B1.1 and B1.2 and, the list of figures, in Table B2.

TABLE B1.1 - TEST SEQUENCE SUMMARY

Test #	Test ID	Axis	Test Type	Comments
01	USATZS01	Z	Sine Vibration Test / Resonance Search (I)	Completed!
02	USATZR02		Random Vibration Test / Qualification Level	Completed!
03	USATZS03		Sine Vibration Test / Resonance Search (F)	Completed!
04	USATYS04	Y	Sine Vibration Test / Resonance Search (I)	Completed!
05	USATYR05		Random Vibration Test / Qualification Level	Completed!
06	USATYS06		Sine Vibration Test / Resonance Search (F)	Completed!
07	USATXS07	X	Sine Vibration Test / Resonance Search (I)	Completed!
08	USATXR08		Random Vibration Test / Qualification Level	Completed!
09	USATXS09		Sine Vibration Test / Resonance Search (F)	Completed!

TABLE B1.2 - INSTRUMENTATION DATA SHEET CONTROL

Nº	Model	S/N	Sensit. [pC/g]	Function	Calibration Certificate #	Calibration Date [d/m/y]	Installation Date [d/m/y]	Isolation Check [GΩ]	Cable #
ACE01	2221D	10077	18.628	Ctrl	CC-1786	03/09/13	20/08/14	N.A.	Y1001
AX01	2222C	13512	1.175	Aux.	CC-1791	03/09/13	20/08/14	N.A.	Y1002
AY01	2222C	13513	1.540	Aux.	CC-1792	03/09/13	20/08/14	N.A.	Y1003
AZ01	2222C	13517	1.318	Aux.	CC-1793	03/09/13	20/08/14	N.A.	Y1004

NOTE: E = X, Y or Z, corresponds to the test axis direction.

TABLE B2 - LIST OF FIGURES

Figure Nº	Test # / Test ID.	Axis	Measurem't Accel.	Control Data Plots	Comments
B2.1	01 / USATZS01	Z	–	Run 1 - Ok	--
B2.2			AX01	--	--
B2.3			AY01	--	--
B2.4			AZ01	--	--
B2.5	02 / USATZR02		–	Run 1 - Ok	--
B2.6			AX01	--	--
B2.7			AY01	--	--
B2.8			AZ01	--	--
B2.9	03 / USATZS03		–	Run 1 - Ok	--
B2.10			AX01	--	--
B2.11			AY01	--	--
B2.12			AZ01	--	--
B2.13	04 / USATYS04	Y	–	Run 1 - Ok	--
B2.14			AX01	--	--
B2.15			AY01	--	--
B2.16			AZ01	--	--
B2.17	05 / USATYR05		–	Run 1 - Ok	--
B2.18			AX01	--	--
B2.19			AY01	--	--
B2.20			AZ01	--	--
B2.21	06 / USATYS06		–	Run 1 - Ok	--
B2.22			AX01	--	--
B2.23			AY01	--	--
B2.24			AZ01	--	--
B2.25	07 / USATXS07	X	–	Run 1 - Ok	--
B2.26			AX01	--	--
B2.27			AY01	--	--
B2.28			AZ01	--	--
B2.29	08 / USATXR08		–	Run 1 - Ok	--
B2.30			AX01	--	--
B2.31			AY01	--	--
B2.32			AZ01	--	--
B2.33	09 / USATXS09		–	Run 1 - Ok	--
B2.34			AX01	--	--
B2.35			AY01	--	--
B2.36			AZ01	--	--

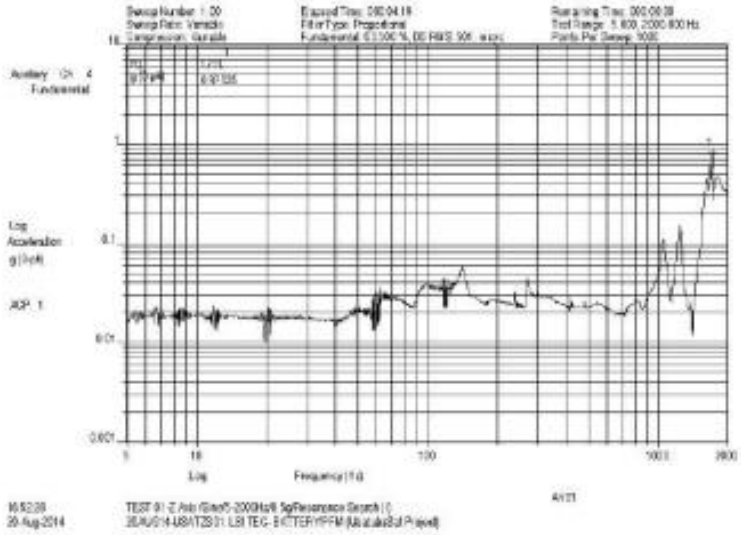


Fig. B2.3

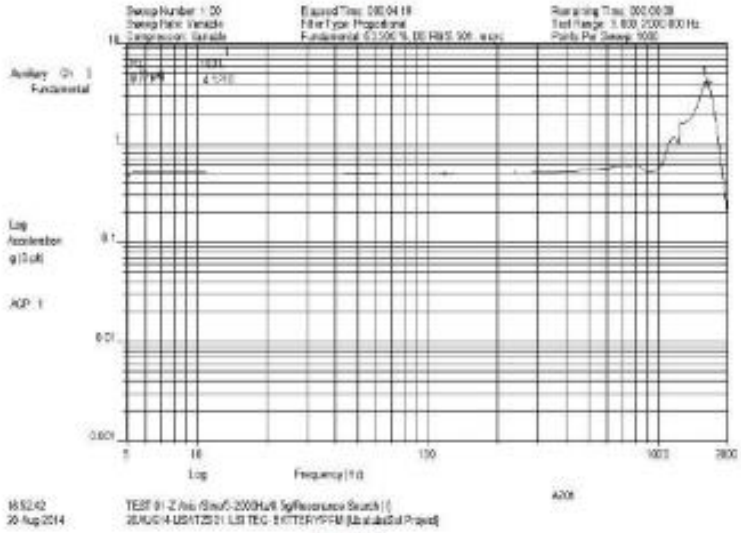
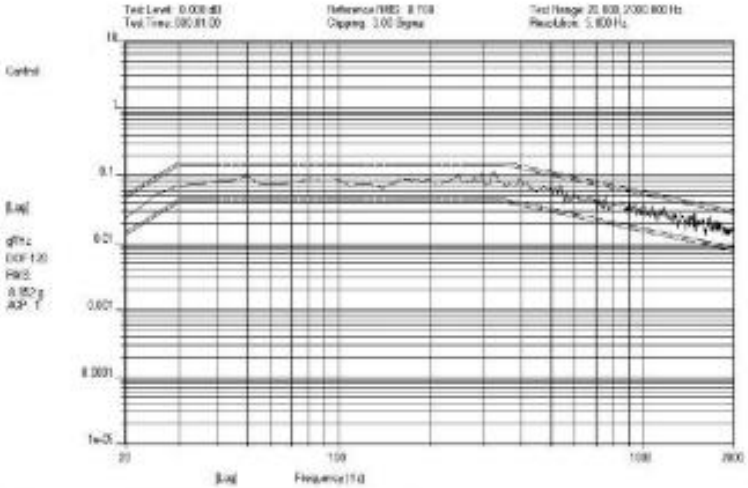


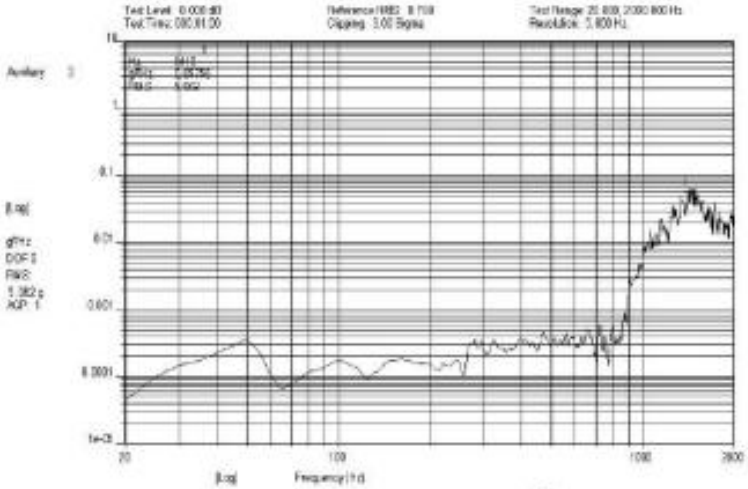
Fig. B2.4



17:05:25
20-Aug-2014

TEST 92-Z AntaRandom(28-2000 Hz)0.76gRMS/Qualif Level1 min
20AUG14-USA\TZN 02 LSI TEC BATTERY\PFM (Ubatuba,Sul Project)

Fig. B2.5



17:06:25
20-Aug-2014

TEST 92-Z AntaRandom(28-2000 Hz)0.76gRMS/Qualif Level1 min
20AUG14-USA\TZN 02 LSI TEC BATTERY\PFM (Ubatuba,Sul Project)

Fig. B2.6

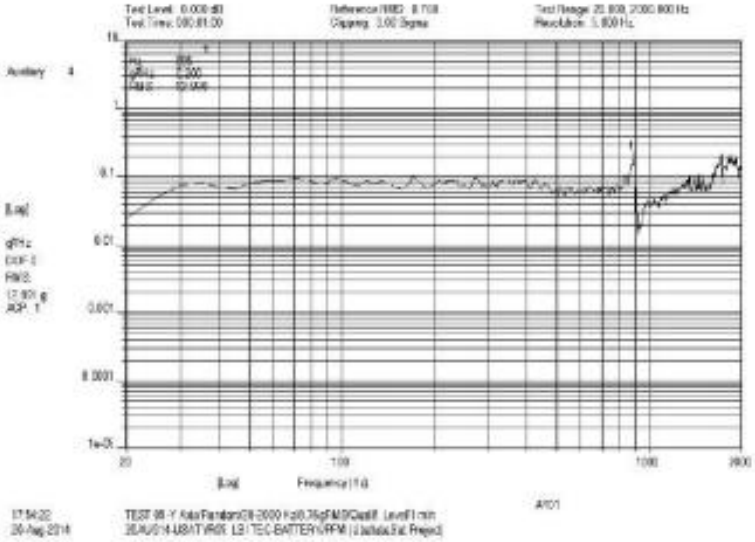


Fig. B2.19

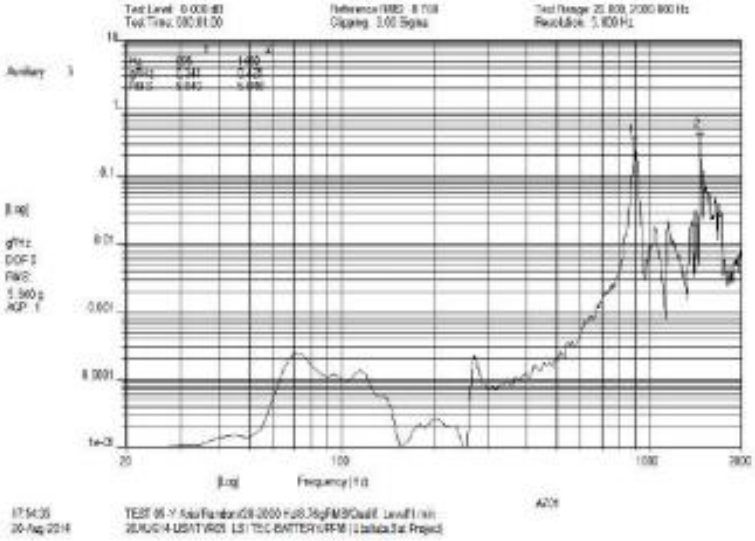


Fig. B2.20

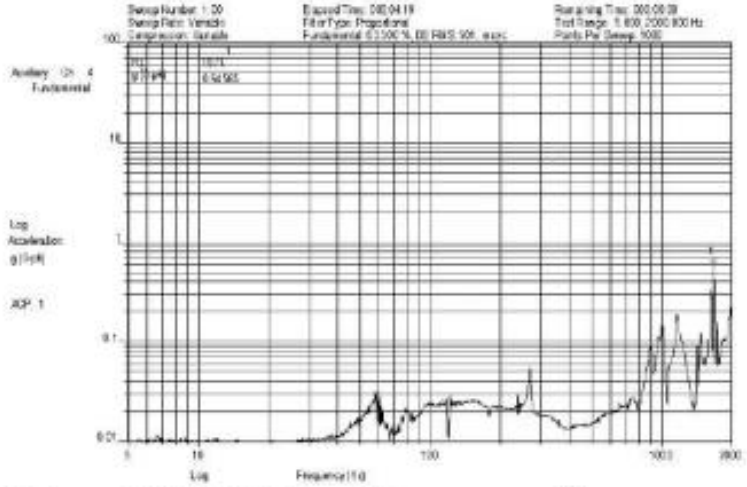


Fig. B2.35

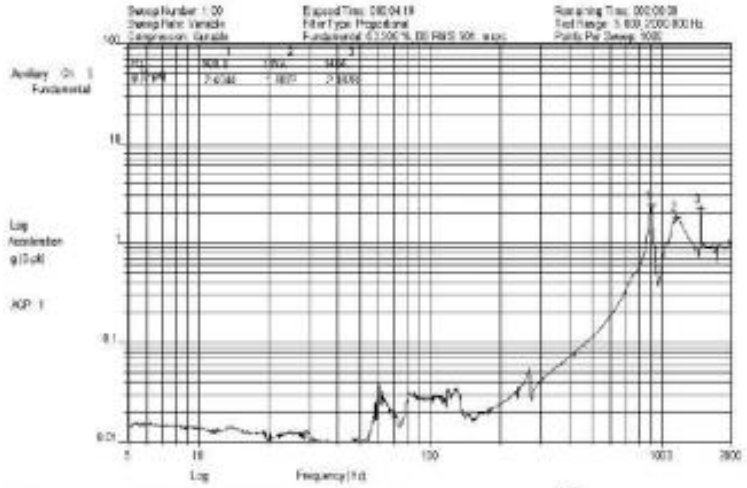


Fig. B2.36

APPENDIX C

PICTURES FROM THE TEST SETUP AND
FROM THE INSTRUMENTATION

PHOTO 01 - General view of tested unit (Top and Bottom view): UbatubaSat EPS Subsystem / PFM, and the reference coordinates system (X,Y,Z).

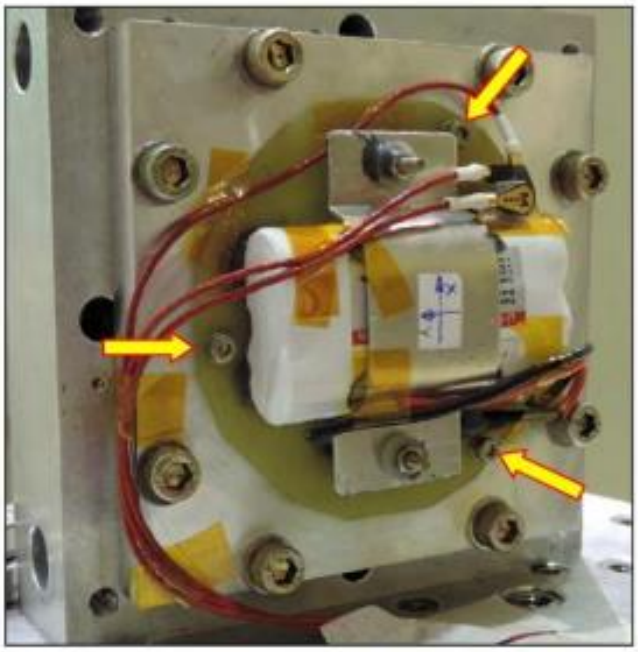


PHOTO 02 - General view of assembling the tested unit in the vibration adapter plate: use of three screws M3 and washers.

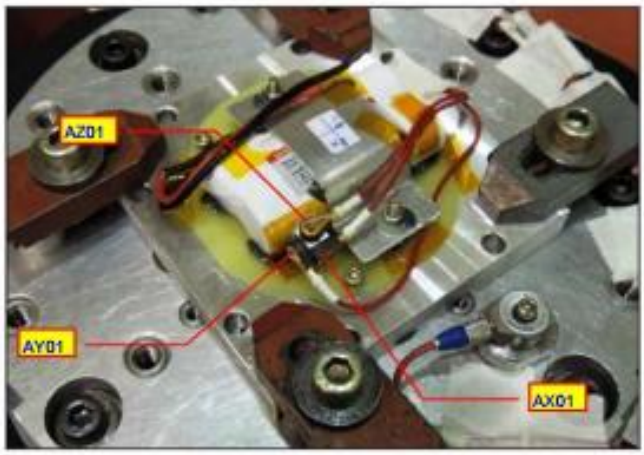


PHOTO 03 - General view of the tested unit mounted in the vibration adapter and detail of measurement accelerometers (AX01/AY01/AZ01) location.

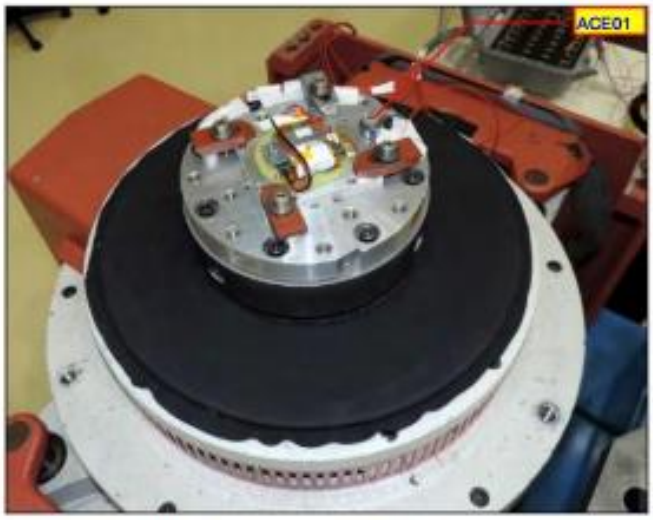


PHOTO 04 - General view of sample mounted on the vibration adapter for vibration tests applied along the Z-axis, and detail of the control accelerometer (ACE01) location.

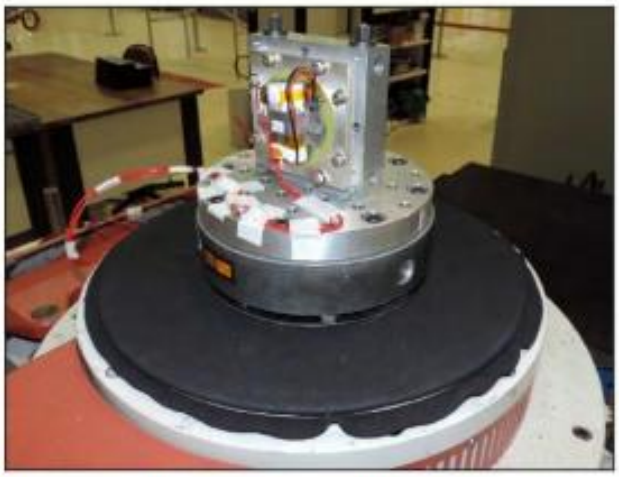


PHOTO 05 - General view of sample mounted on the vibration adapter for vibration tests applied along the Y-axis.

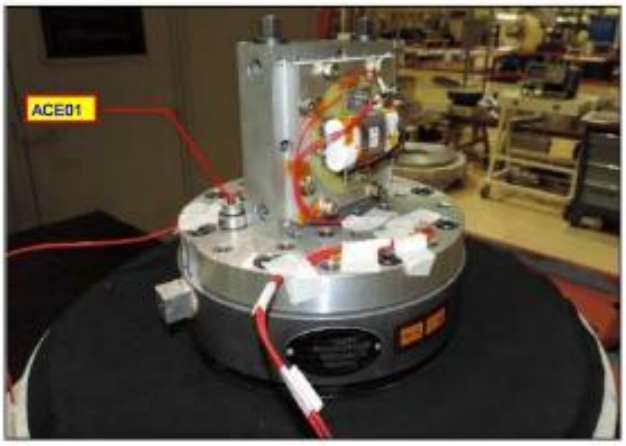


PHOTO 06 - General view of sample mounted on the vibration adapter for vibration tests applied along the X-axis, and detail of the control accelerometer (ACE01) location.

ANEXO B – UBATUBASAT BATTERY TVAC REPORT

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação

GOVERNO FEDERAL BRASIL PAÍS RICO É PAÍS SEM POBREZA

National Institute for Space Research
LIT – Integration and Testing Laboratory

LIT

THERMAL VACUUM TEST REPORT

CUSTOMER :	Association of Integrated Technologic Systems Laboratory – LSI-TEC		
SPECIMEN :	Battery for Tancredo I Pico Satellite – PFM		
LEVEL:	ACCEPTANCE – UBATUBASAT		
DOCUMENT CODE :	LSITEC03-R02	VERSÃO / ISSUE :	1

INPE.LIT.PS 042/14

PREPARADO POR / PREPARED BY		APROVADO POR / APPROVED BY	
ASS./SIGN 12.19.14		ASS./SIGN 12.19.2014	
NOME/NAME George Favale e Fernandes TVT LIT	DATA/DATE	NOME/NAME Marcio Bueno dos Santos TVT LIT	DATA/DATE
ASS./SIGN 12.19.14		ASS./SIGN 12.19.14	
NOME/NAME Milene Medeiros TVT LIT	DATA/DATE	NOME/NAME Carlos de Oliveira Lino Q.A. - LIT	DATA/DATE
ASS./SIGN __/__/__		ASS./SIGN 12.19.14	
NOME/NAME	DATA/DATE	NOME/NAME Geilson Loureiro Head of LIT	DATA/DATE
ASS./SIGN __/__/__		ASS./SIGN __/__/__	
NOME/NAME	DATA/DATE	NOME/NAME	DATA/DATE

Av. dos Astronautas, 1758 - Caixa Postal 515 - CEP: 12227-010 - São José dos Campos - SP - Tel.: (0xx12) 3208-6262

CONTROLE DE VERSÕES / DOCUMENT CHANGE LOG

Página/Page	Versão/Issue	Data/Date	Referência de modificação/Change Reference
	1		

COMBINED THERMAL VACUUM AND TEMPERATURE CYCLING TEST

Costumer	Association of Integrated Technologic Systems Laboratory – LSI-TEC
Contract	INPE.LIT.PS 042/14
Document Code	LSITEC03-R02
Process LIT/PAC Nº	2444.14.PRO
Service	341293
Service Order	0106.14.LIT01
Document Title	THERMAL VACUUM TEST REPORT
Area Code	LIT01
Test Type	THERMAL VACUUM TEST
Specimen	Battery for Tancredo I Pico Satellite– PFM
Test Started	October, 20th / 2014
Test Finished	October, 21st / 2014
Document Date	December, 15th / 2014

CONTENTS

1 INTRODUCTION 4

2 REFERENCE DOCUMENTS 4

3 TEST OBJECTIVE 4

4 TEST SET-UP 5

4.1 THERMAL VACUUM CHAMBER 5
4.2 THERMAL VACUUM TEST ARRANGEMENT 5
4.3 TEMPERATURE MEASUREMENT 6
4.4 DATA PRESENTATION 6
4.5 DATA MONITORING & ACQUISITION SYSTEM 8

5 TEST DESCRIPTION 8

6 RESPONSIBILITIES 8

7 TEST ANOMALIES 9

8 CONTAMINATION ANALYSIS REPORT 9

9 RESULTS 9

10 GRAPHICS AND PICTURES 9

1 INTRODUCTION

This report provides the information about the Thermal Vacuum Test, in Acceptance Level, for the Battery for Tancredo I Pico Satellite – PFM spacecraft, which was performed at the Integration and Tests Laboratory (LIT-INPE), between 20th and 21st, October 2014. This report includes preparation and execution of the test.

In the following items, this document presents the description about the facilities used, the procedures adopted and test data outputs. The test was executed in agreement with reference [4].

2 REFERENCE DOCUMENTS

[1] Proposal **LIT/PAC-3963/14 - Rev 00** - Process 20444.14 – item 1.1 – UBATUBASAT – Battery "Termo Vácuo"

[2] "UbatubaSat System Test Plan" and "EPS Subsystem Plan – UbatubaSat"

[3] LIT01-CUBSAT-TP-001 "PROCEDIMENTO DE TESTES VÁCUO-TÉRMICOS – PICOSATÉLITE TANCREDO I - Aceitação - UBATUBASAT"

[4] LIT10-LIT01-TR-522 Análise de contaminação química do teste Sensor após o Teste Vácuo Térmico Nível de Aceitação do Picosatélite Tancredo I - Ubatubasat

[5] Operation and Maintenance Manual 01 x 01 meter Thermal Vacuum System

[6] Edwards Series 2012 Controller Operations Manual

[7] Series 910 Dual Trans Transducer MKS – Operation and Maintenance Manual

[8] Pirani Vacuum Gauges - – Edwards - Instruction Manual.

[9] Wide Range Gauge – Edwards - Instruction Manual.

[10] LIT09-LIT01-CC-0111 "Certificado de Calibração - Active Pirani Gauge – Modelo: APG10-XLC – Nº de Série: 126008744/116145420– Fabricante: Edwards – pags 3".

[11] LIT09-LIT01-CC-0117 "Certificado de Calibração - Wide Range Gauge – Modelo: WRG-S – Nº de Série: 116139789/126060421 – Fabricante: Edwards – pags 3".

3 TEST OBJECTIVE

The purpose of the thermal vacuum test under high vacuum conditions (specified in document [3]) was to demonstrate conformance to specification, to act as quality control, to detect manufacturing defects, workmanship errors, failures and other performance anomalies, which are not readily detectable by normal inspection techniques.

Before performing the thermal vacuum test, was conduced a pretest vacuum, in ambient temperature, to anticipate the non-qualified materials degassing. The intention was to avoid contamination inside the vacuum chamber.

4 TEST SET-UP

4.1 THERMAL VACUUM CHAMBER

The test was performed at the 01 x 01 meter Thermal Vacuum Chamber (TVC). This chamber has the following specifications:

Work volume: 785 Liters
Temperature range: -180 °C to +150 °C
Shroud emissivity: 0.9 +/-0,05
Pumping speed: 3,000 L/sec
High Vacuum Pumping Type: Cryogenic

4.2 THERMAL VACUUM TEST ARRANGEMENT

The specimen was mounted in a vacuum chamber, in a thermally controlled environment, as shown in Figure 1. The specimen was suspended in the chamber's shroud to equalize the thermal radiation throughout.

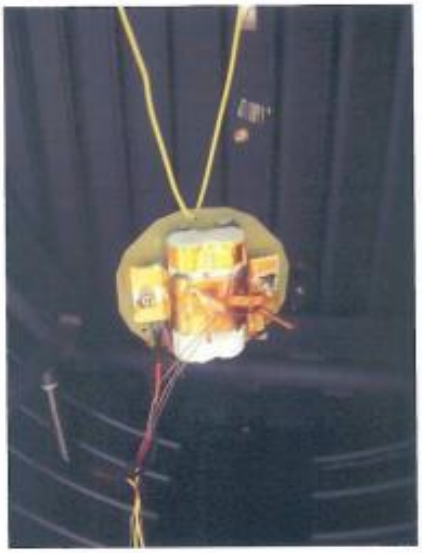


Figure 1- The Battery for Tancredo I Pico Satellite suspended inside the vacuum chamber, in a thermally controlled environment.

4.3 TEMPERATURE MEASUREMENT

The sensors used to measure the temperature of the specimen (qty 3) and TVC (qty 8) have the following specification:

Thermocouple, type TT-T-30, Manufactures: Omega

The total uncertainty for the temperature measurement, including sensor, installation and data acquisition errors are:

+/- 0.7 °C for 0 °C < T < 350 °C

+/- 1.2 °C for –200 °C < T < 0 °C

4.4 DATA PRESENTATION

The following table presents the description of the channels on the data acquisition system.

TABLE 1: Data acquisition system set-up for the Tancredo's I Battery:

Channel	DAS Channel
Control Thermocouple	TC01
Control Thermocouple	TC02
Control Thermocouple	TC03
Pseudo-Channel	**DAS Channel**
01	TR01_Pseudo
02	TR02_Pseudo
03	TR03_Pseudo

OBS: The Battery temperature was monitored by TC01, TC02 and TC03 thermocouples.

TR0X_Pseudo =($TC0X_i$- $TC0X_{i-1}$)/0.5 °C/min,

TM_CAM_Pseudo=Average TVC Temperature (8 TC),

TR_CAM_Pseudo =(TM_CAM_i_Pseudo - TM_CAM_{i-1}_Pseudo)/ 0.5 °C/min

i: current reading,

i-1: previous reading (30 seconds)

Figure 2- Representation of local thermocouples on battery:

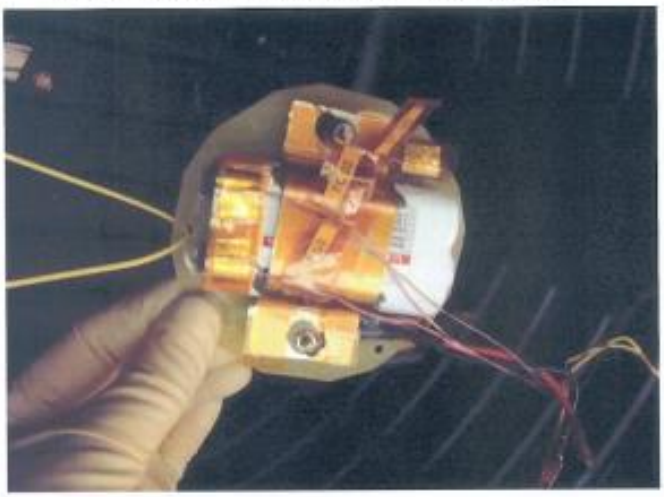
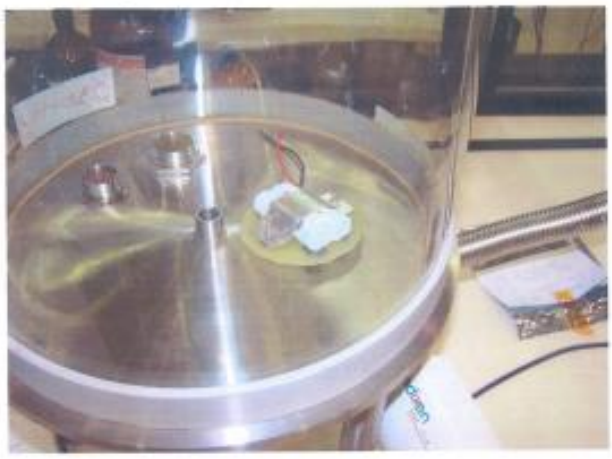


Figure 3- Battery vacuum pretest for degas.



4.5 DATA MONITORING & ACQUISITION SYSTEM

The following equipments were used for temperature data acquisition:
Scanner : Agilent 34980A (1)
Internal Model: 34921T (1)
PC : Pentium (R) 4CPU 3,20 GHz 1G RAM (7)
Softwares DATAqs, DATAView and DATACalc.

The following equipments were used for pressure data:
Active Pirani Gauge – Model: APG10-XLC – Manufacturer: Edwards
Wide Range Gauge – Model: WRG-S – Manufacturer: Edwards

The data acquisition was carried out every 30s and recorded on the computer. The monitoring process was obtained by using screens and printers.

5 TEST DESCRIPTION

This test was composed according to the following specification:

Vacuum exposure:
Chamber pressure: $\leq 10^{-2}$ Torr
Temperature: Ambient (23°C)
Duration: 02 hours

Thermal Vacuum Test:

Chamber pressure: $\leq 10^{-5}$ Torr
Number of cycles: 4
Hot soak temperatures: +60°C (-0°C/+3°C)
Cold soak temperatures: -20°C (-3°C/+0°C)
Duration in each soak:
- Hot: 30 minutes
- Cold: 20 minutes

Limits for the rate of temperature change on the specimen: ≤2°C/min

6 RESPONSIBILITIES

The LIT/INPE staff was responsible for the following activities:

in the preparation:

- supply the mechanical interface;
- install and remove the thermocouples on specimen;
- install and remove the specimen from TVC;

during the test execution:

- ensure vacuum conditioning in TVC as ≤ 1.33 x 10-2 Pa ($1{,}33 \times 10^{-4}$ mbar)
- ensure the pressure drop duration: not less than 10 minutes;
- measuring, presenting and storing the pressure data;

The **customer** team was responsible for the electro-electronical functioning and verification tests on the specimen.

7 TEST ANOMALIES

No test anomalies were reported during the execution of this test.

8 CONTAMINATION ANALYSIS REPORT

Chemical contamination analysis of the Thermal Vacuum Chamber was performed by LIT's Contamination Analysis Laboratory by using the method of Infrared Spectrometry on witness plates. No chemical contamination was detected. For more details, see document [4] at LIT Central Documentation.

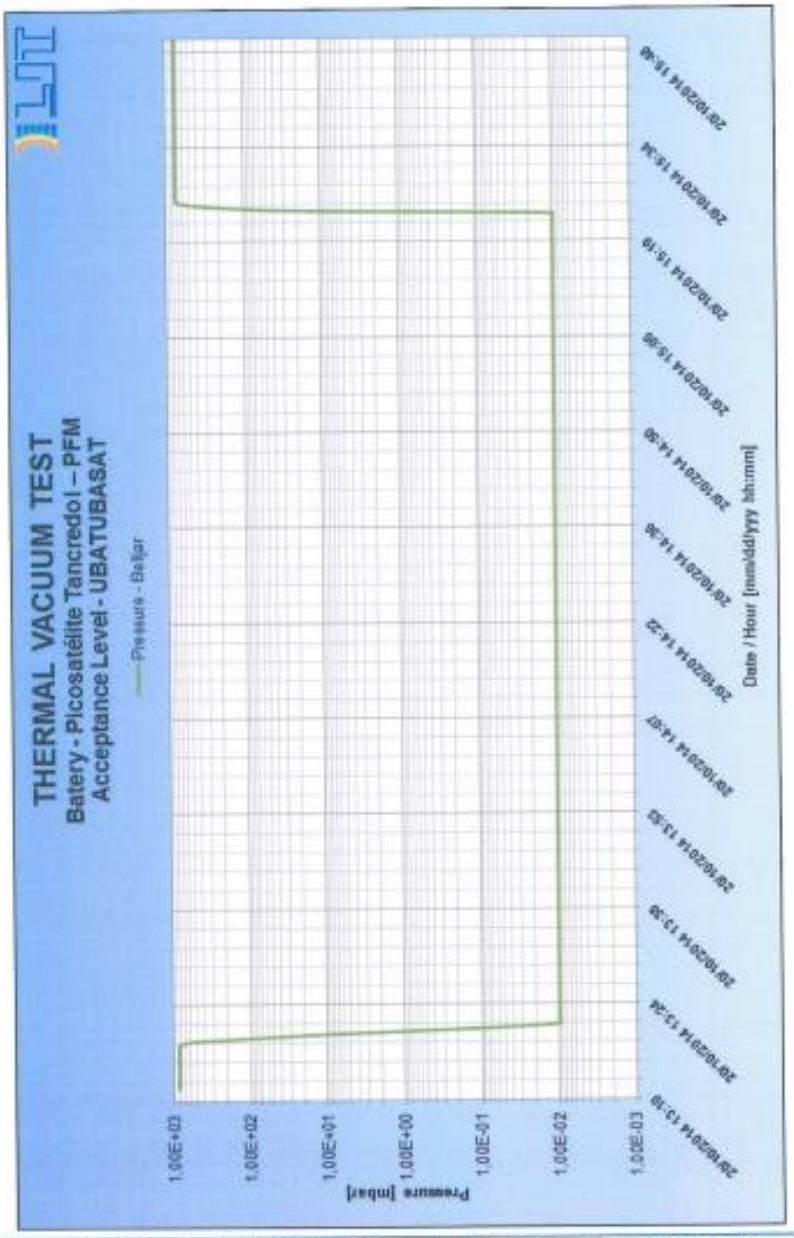
9 RESULTS

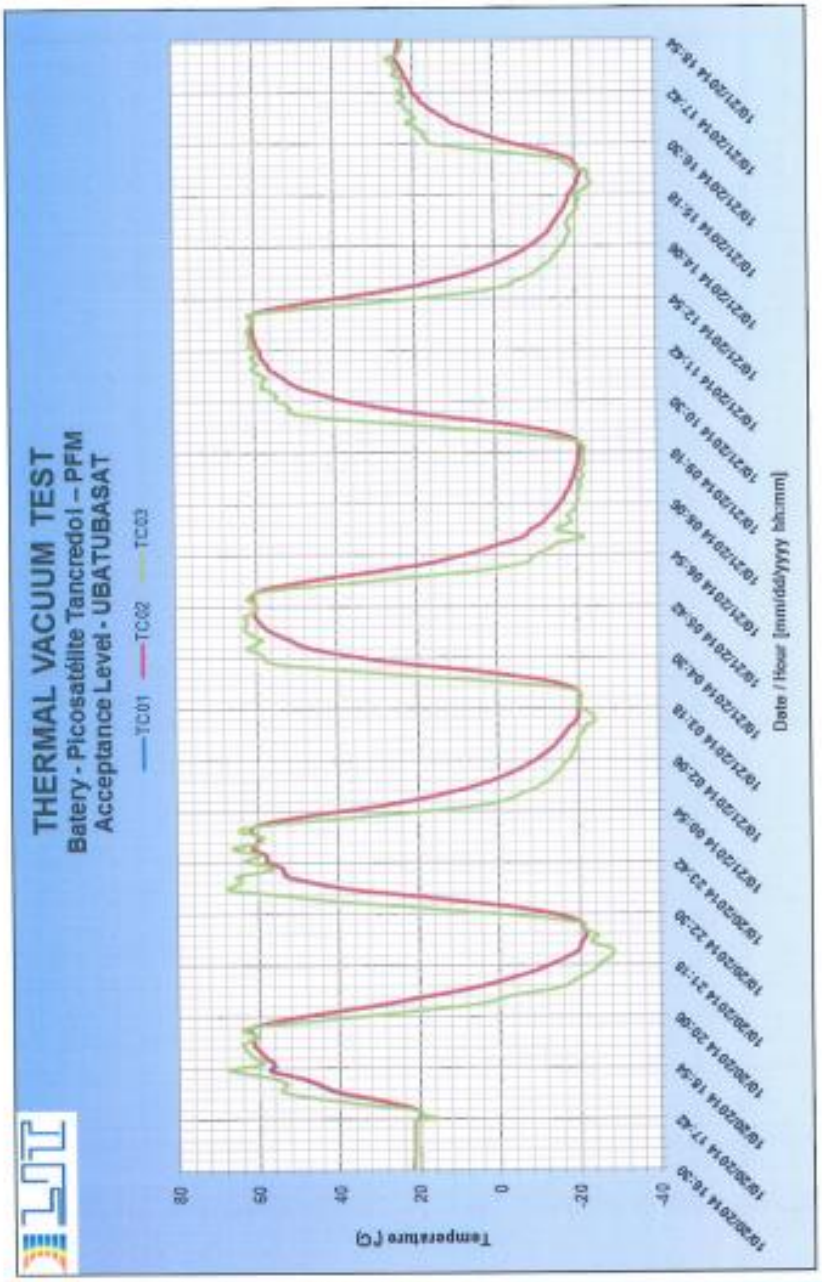
The Thermal Vacuum Test, in Acceptance Level, of Battery for Tancredo I Pico Satellite – PFM, began at 16:30h on October 20th and finished at 18:58h on October 21st, 2014.

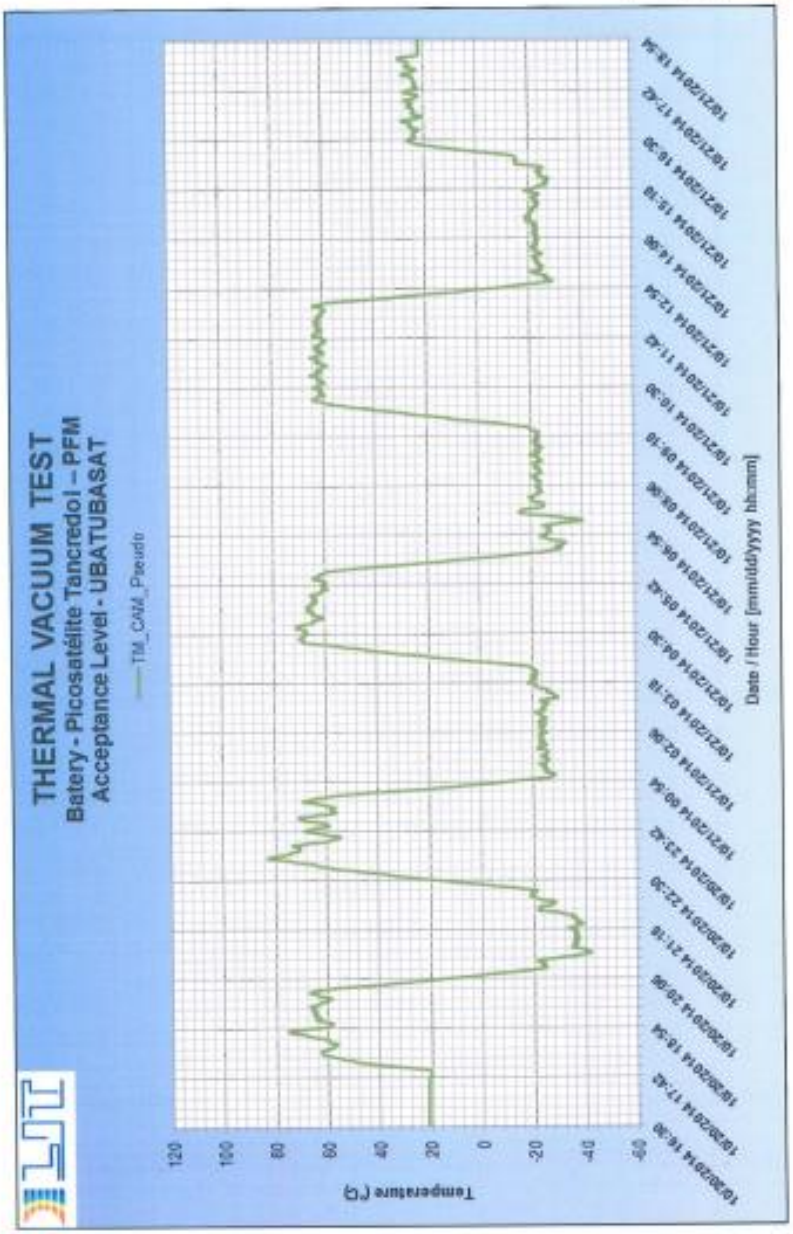
The complete data results are stored in medias. If interested, the reader should contact LIT for more information. In this report, the temperature and pressure data are presented by graphics. These are presented in sequence.

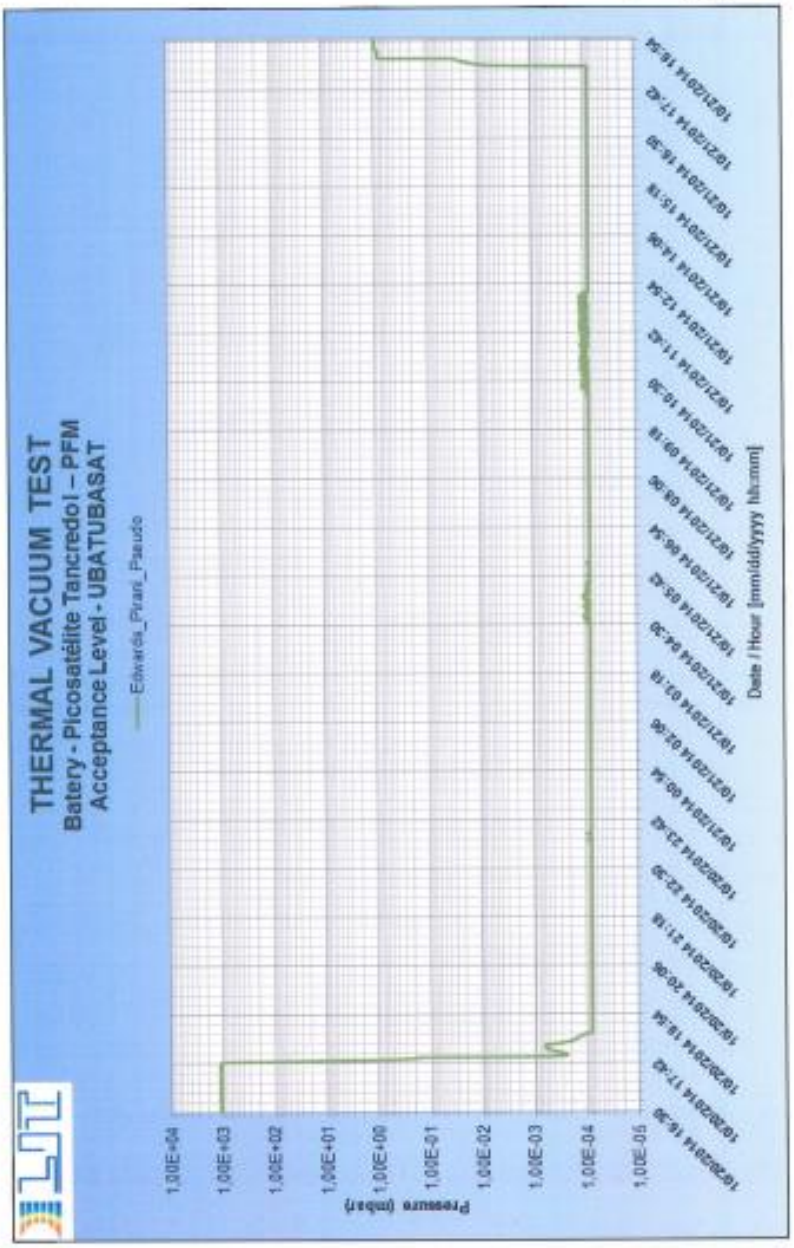
10 GRAPHICS AND PICTURES

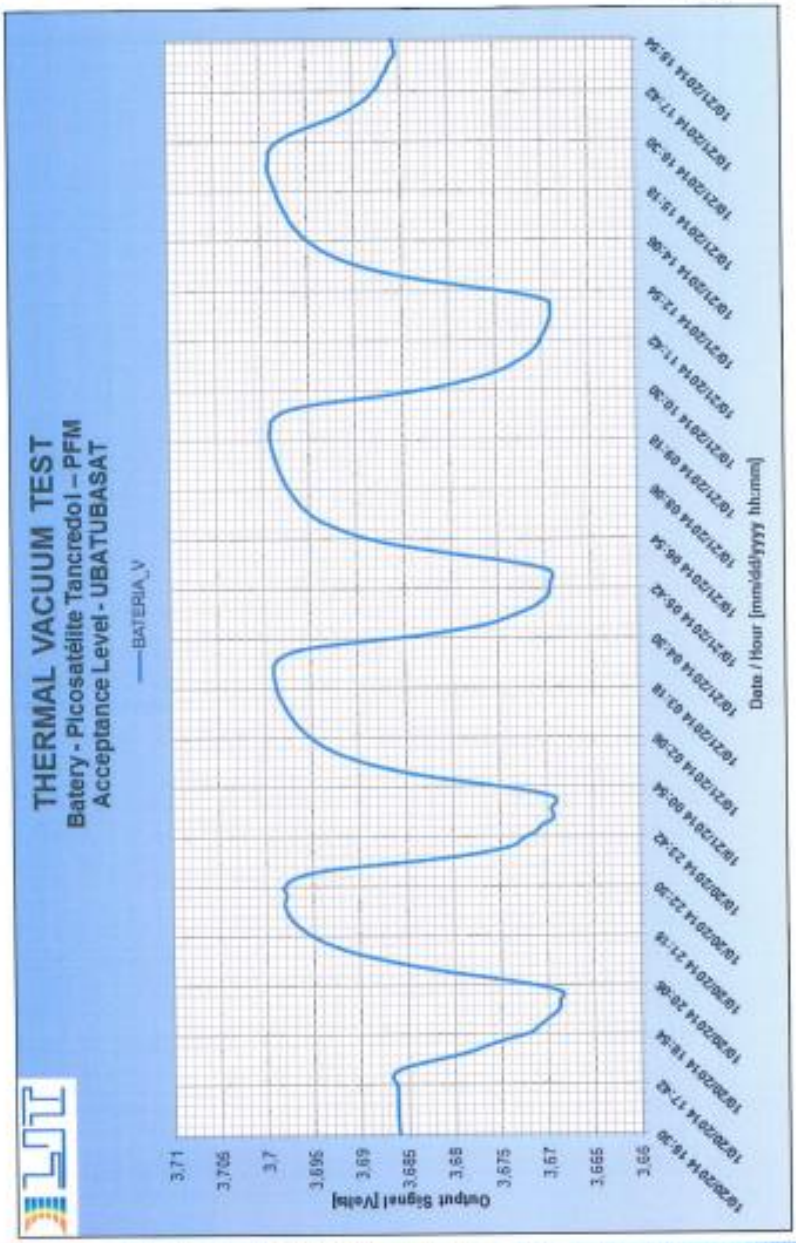
**

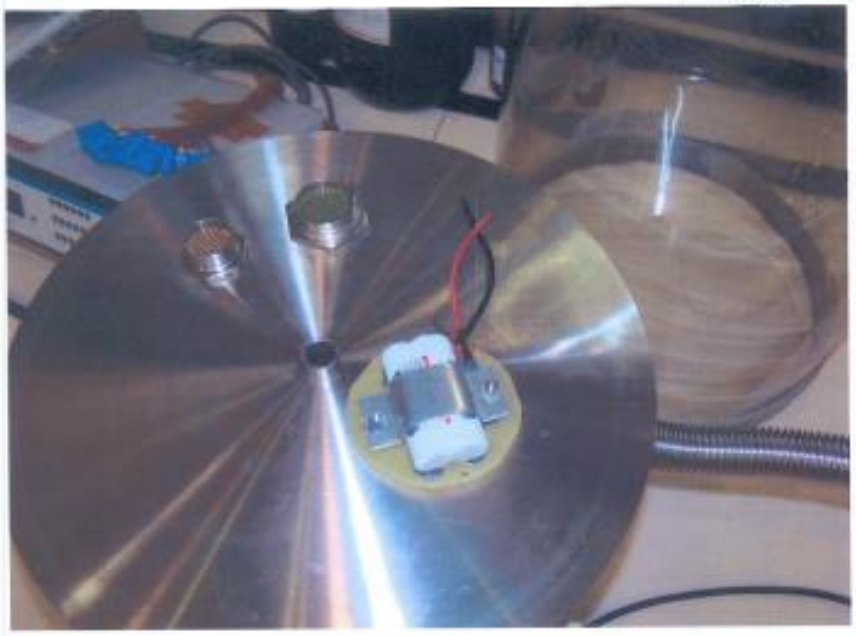

THERMAL VACUUM TEST
Batery - Picosatélite Tancredo I – PFM
Acceptance Level - UBATUBASAT
Pressure - Belpar
Pressure [mbar]
1.00E+03
1.00E+02
1.00E+01
1.00E+00
1.00E-01
1.00E-02
1.00E-03
20/10/2014 13:19
20/10/2014 13:24
20/10/2014 13:30
20/10/2014 13:35
20/10/2014 14:07
20/10/2014 14:22
20/10/2014 14:36
20/10/2014 14:50
20/10/2014 15:05
20/10/2014 15:19
20/10/2014 15:34
20/10/2014 15:49
Date / Hour [mm/dd/yyy hh:mm]

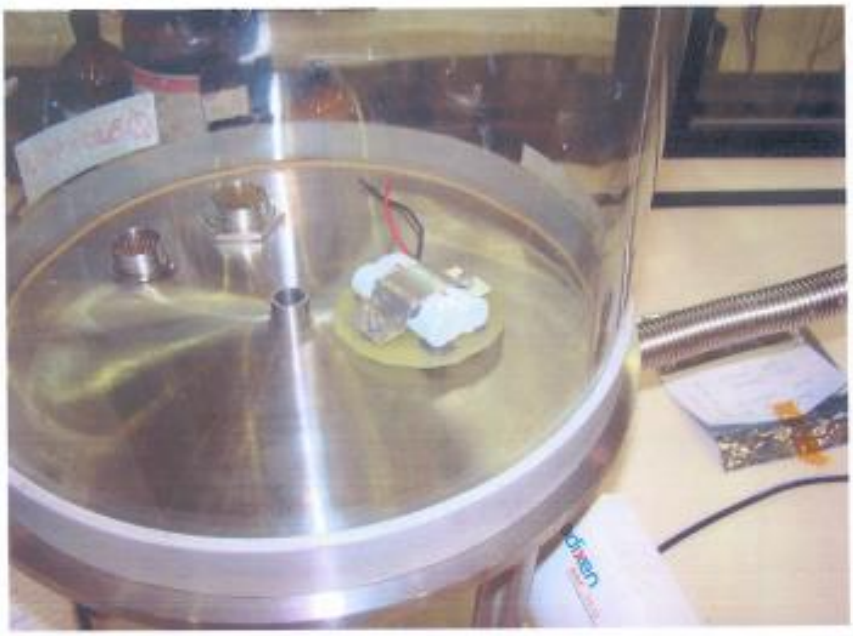

THERMAL VACUUM TEST
Batery - Picosatélite Tancredo1 – PFM
Acceptance Level - UBATUBASAT
TC01
TC02
TC03
Temperature [°C]
80
60
40
20
0
-20
-40
Date / Hour [mm/dd/yyyy hh:mm]
10/30/2014 16:30
10/30/2014 17:42
10/30/2014 18:54
10/30/2014 20:06
10/30/2014 21:18
10/30/2014 22:30
10/30/2014 23:42
10/31/2014 00:54
10/31/2014 02:06
10/31/2014 03:18
10/31/2014 04:30
10/31/2014 05:42
10/31/2014 06:54
10/31/2014 08:06
10/31/2014 09:18
10/31/2014 10:30
10/31/2014 11:42
10/31/2014 12:54
10/31/2014 14:06
10/31/2014 15:18
10/31/2014 16:30
10/31/2014 17:42
10/31/2014 18:54

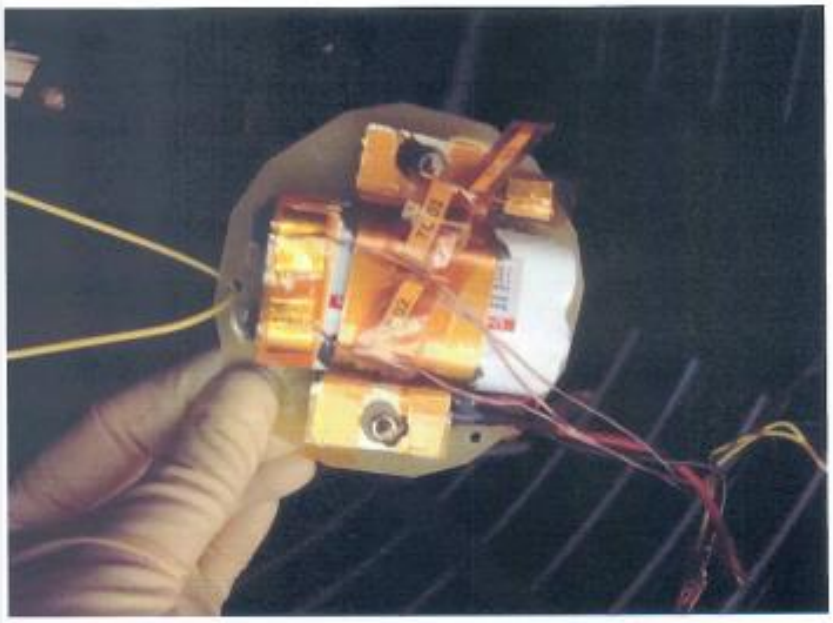

THERMAL VACUUM TEST
Batery - Picosatélite Tancredo1 - PFM
Acceptance Level - UBATUBASAT
TM_CAM_Pseudo
Temperature (°C)
120
100
80
60
40
20
0
-20
-40
-60
Date / Hour [mm/dd/yyyy hh:mm]
10/20/2014 16:30
10/20/2014 17:42
10/20/2014 18:54
10/20/2014 20:06
10/20/2014 21:18
10/20/2014 22:30
10/20/2014 23:42
10/21/2014 00:54
10/21/2014 02:06
10/21/2014 03:18
10/21/2014 04:30
10/21/2014 05:42
10/21/2014 06:54
10/21/2014 08:06
10/21/2014 09:18
10/21/2014 10:30
10/21/2014 11:42
10/21/2014 12:54
10/21/2014 14:06
10/21/2014 15:18
10/21/2014 16:30
10/21/2014 17:42
10/21/2014 18:54

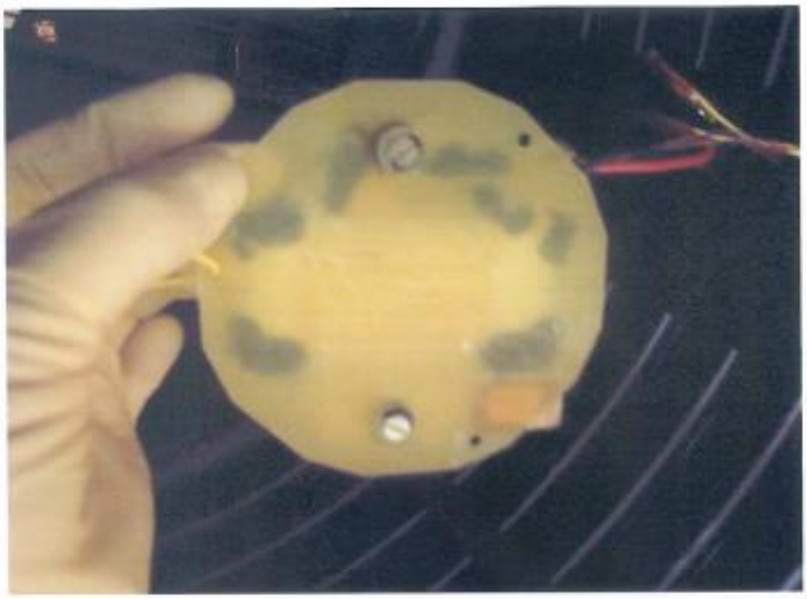

THERMAL VACUUM TEST
Batery - Picosatélite Tancredo I – PFM
Acceptance Level - UBATUBASAT
Edwards_Pirani_Pseudo
Pressure (mbar)
1,00E+04
1,00E+03
1,00E+02
1,00E+01
1,00E+00
1,00E-01
1,00E-02
1,00E-03
1,00E-04
1,00E-05
10/20/2014 16:30
10/20/2014 17:42
10/20/2014 18:54
10/20/2014 20:06
10/20/2014 21:18
10/20/2014 22:30
10/20/2014 23:42
10/21/2014 00:54
10/21/2014 02:06
10/21/2014 03:18
10/21/2014 04:30
10/21/2014 05:42
10/21/2014 06:54
10/21/2014 08:06
10/21/2014 09:18
10/21/2014 10:30
10/21/2014 11:42
10/21/2014 12:54
10/21/2014 14:06
10/21/2014 15:18
10/21/2014 16:30
10/21/2014 17:42
10/21/2014 18:54
Date / Hour [mm/dd/yyyy hh:mm]

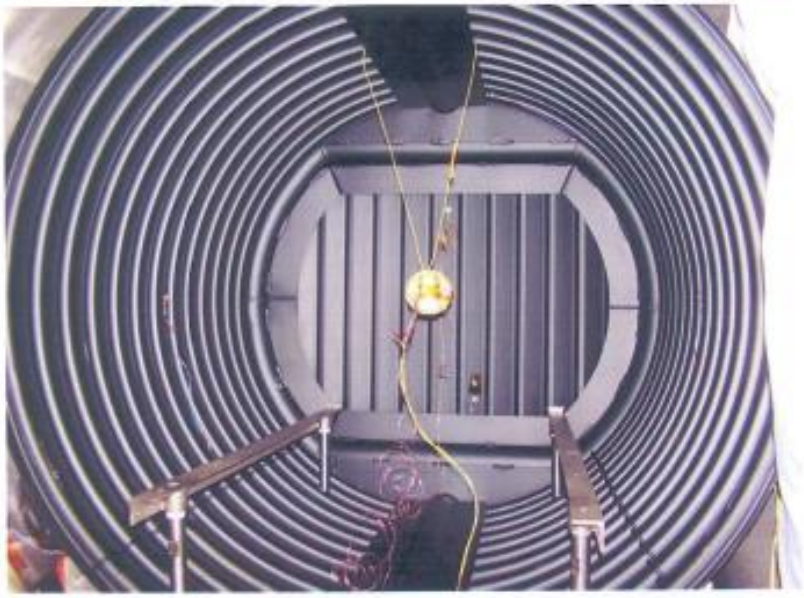

THERMAL VACUUM TEST
Batery - Picosatélite Tancredo I – PFM
Acceptance Level - UBATUBASAT
BATEPIA_V
Output Signal [Volts]
3.71
3.705
3.7
3.695
3.69
3.685
3.68
3.675
3.67
3.665
3.66
Date / Hour [mm/dd/yyyy hh:mm]
10/20/2014 16:30
10/20/2014 17:42
10/20/2014 18:54
10/20/2014 20:06
10/20/2014 21:18
10/20/2014 22:30
10/20/2014 23:42
10/21/2014 00:54
10/21/2014 02:06
10/21/2014 03:18
10/21/2014 04:30
10/21/2014 05:42
10/21/2014 06:54
10/21/2014 08:06
10/21/2014 09:18
10/21/2014 10:30
10/21/2014 11:42
10/21/2014 12:54
10/21/2014 14:06
10/21/2014 15:18
10/21/2014 16:30
10/21/2014 17:42
10/21/2014 18:54

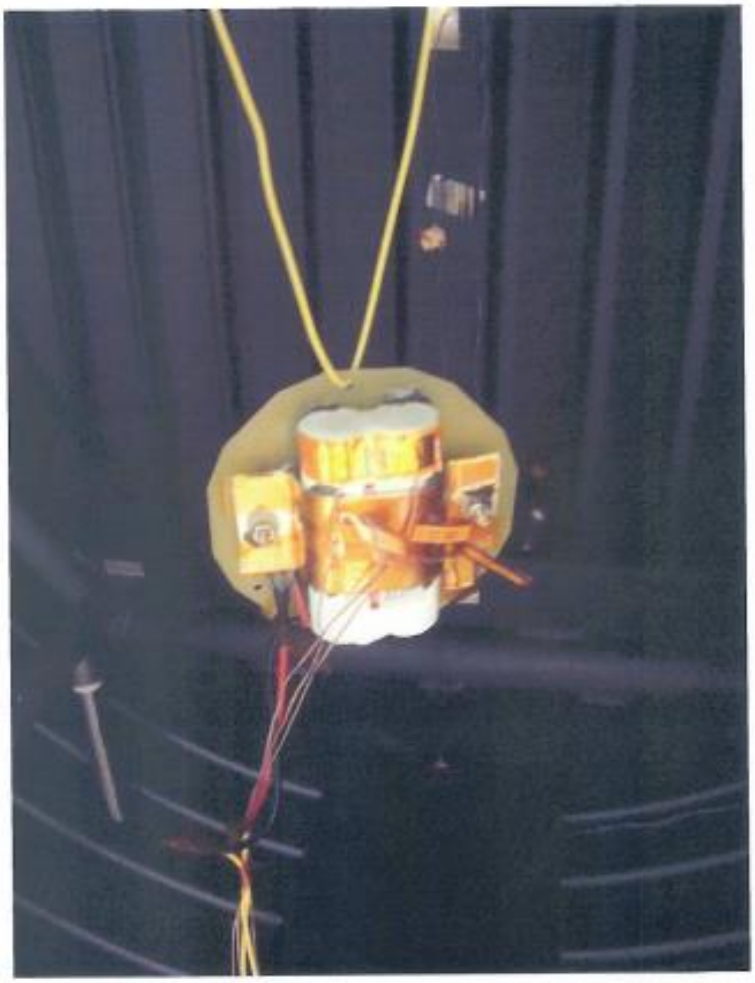












ANEXO C - UBATUBASAT VIBRATION TEST REPORT

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

VIBRATION TEST REPORT

CUSTOMER:	LSI-TEC - Associação do Laboratório de Sistemas Integráveis Tecnológico
EQUIPMENT:	TANCREDO I PICOSATELLITE (UBATUBASAT PROJECT)
MODEL:	FLIGHT MODEL (FM)
REPORT Nº:	LSITEC03 - R03 — VERSION: 1

INPE/LIT.PS.042/14

Os resultados apresentados nesse documento referem-se exclusivamente ao objeto caracterizado acima, nas condições especificadas, não sendo extensivos a qualquer lote, mesmo que similares. A reprodução deste documento só poderá ser feita de forma integral.

The results presented in this document apply only to the object described above and cannot be extended to any other object, even though similar. This document can be reproduced only in its full version.

Av. dos Astronautas, 1758 - Caixa Postal 515 - CEP: 12227-010 - São José dos Campos - SP - Tel.: (0xx12) 3208-6262

TABLE OF CONTENTS

Page

1. **INTRODUCTION** 6
2. **PURPOSE OF THE TEST** 6
3. **TEST SCHEDULE TIME** 6
4. **TESTED ITEM IDENTIFICATION** 6
5. **APPLICABLE AND REFERENCE DOCUMENTS** 7
   - *5.1 APPLICABLE DOCUMENTS* 7
   - *5.2 REFERENCE DOCUMENTS* 7
6. **TECHNICAL REQUIREMENTS** 7
   - *6.1 TESTING AREAS* 7
   - *6.2 PERSONNEL* 7
   - *6.3 TESTING FACILITIES* 8
7. **TEST CONDITIONS** 8
   - *7.1 TEST SPECIFICATION* 8
   - *7.1.1 RESONANCE SEARCH TEST* 8
   - *7.1.2 RANDOM VIBRATION TEST / ACCEPTANCE LEVEL* 8
   - *7.2 REFERENCE AXES* 9
   - *7.3 MOUNTING OF THE TESTED ITEM* 9
   - *7.4 CONTROL AND MEASURING ACCELEROMETERS* 10
   - *7.5 FUNCTIONAL TESTS* 10
8. **DEVELOPMENT OF TESTS** 10
9. **TEST RESULTS AND COMMENTS** 12

LIST OF TABLES 5

LIST OF FIGURES 5

APPENDIX A - COPY OF THE TEST REQUEST A1

APPENDIX B - GRAPHICAL RECORDS B1

APPENDIX C - PICTURES FROM THE TEST SETUP AND FROM THE INSTRUMENTATION C1

TABLE OF CONTENTS

Page

1. **INTRODUCTION** 6
2. **PURPOSE OF THE TEST** 6
3. **TEST SCHEDULE TIME** 6
4. **TESTED ITEM IDENTIFICATION** 6
5. **APPLICABLE AND REFERENCE DOCUMENTS** 7
   - *5.1 APPLICABLE DOCUMENTS* 7
   - *5.2 REFERENCE DOCUMENTS* 7
6. **TECHNICAL REQUIREMENTS** 7
   - *6.1 TESTING AREAS* 7
   - *6.2 PERSONNEL* 7
   - *6.3 TESTING FACILITIES* 8
7. **TEST CONDITIONS** 8
   - *7.1 TEST SPECIFICATION* 8
   - *7.1.1 RESONANCE SEARCH TEST* 8
   - *7.1.2 RANDOM VIBRATION TEST / ACCEPTANCE LEVEL* 8
   - *7.2 REFERENCE AXES* 9
   - *7.3 MOUNTING OF THE TESTED ITEM* 9
   - *7.4 CONTROL AND MEASURING ACCELEROMETERS* 10
   - *7.5 FUNCTIONAL TESTS* 10
8. **DEVELOPMENT OF TESTS** 10
9. **TEST RESULTS AND COMMENTS** 12

LIST OF TABLES 5

LIST OF FIGURES 5

APPENDIX A - COPY OF THE TEST REQUEST A1

APPENDIX B - GRAPHICAL RECORDS B1

APPENDIX C - PICTURES FROM THE TEST SETUP AND FROM THE INSTRUMENTATION C1

LIST OF TABLES

Page

Table 6.3.1 - List of equipment.....8

Table 8.1 - Summary Table: Initial and Final Resonance Search Tests Results.....11

LIST OF FIGURES

Page

Figure 7.2.1 - General view of TANCREDO I Picosatellite, and the reference coordinates' system (X,Y,Z) used to perform the vibration tests.....9

VIBRATION TEST REPORT - TANCREDO I PICOSATELLITE / FM

1. INTRODUCTION

This report describes the vibration tests at the Acceptance Level applied in the Flight Model (FM) of the TANCREDO I PicoSatellite belonging to the UbatubaSat Project, at the Integration and Testing Laboratory - LIT, of INPE, in accordance with specification provided by Customer. The technical requirements, the test sequence and the test results are presented in this document.

This PicoSatellite is as part of the UbatubaSat Project developed by the Elementary School "Pres. Tancredo de Almeida Neves" located in Ubatuba city, São Paulo - Brazil, with technological support of INPE (National Institute for Space Research) and AEB (Brazilian Space Agency). TANCREDO 1 is the first PicoSatellite of the UbatubaSat project developed for educational purpose having geometry of a TubeSat, and is part of the "Introduction to Science Project" for students from year 6th of the elementary school.

For the tests, the specimen was mounted on a TuPOD provided by GAUSS Company. As the TuPOD normally accommodates two TubeSats for flying together, it was used a dummy sample also provided by GAUSS. The TuPOD, in turn, was assembled on a 3U TestPOD available in the laboratory.

The series of tests was applied along the three main axes of the tested item and was completed with success with one occurrence as outlined in Section 8. The sample was a genuine Flight Model and was tested in its launch configuration. None functional evaluation test was applied in the specimen during the vibration test campaign.

In this document the words specimen(s), sample(s), test item(s) and test sample(s) are used having the same meaning, i.e., as unit(s) under test.

2. PURPOSE OF THE TEST

The vibrations tests were performed to determine if equipment were constructed to withstand the expected vibration stresses and to insure the launch vibration environment would not produce any performance degradations or malfunctions, according to the test conditions outlined in Section 7.

3. TEST SCHEDULE TIME

The tests were performed at the LIT's System's Qualification Area - Dynamic Testing Laboratory, on November 23rd, 2015.

4. TESTED ITEM IDENTIFICATION

- *Test item* ..... : **TANCREDO I PICOSATELLITE**;
- *Model* ..... : **Flight Model (FM)**;
- *Part Number (P/N)* ..... : N.A.;
- *Serial Number (S/N)* ..... : N.A.;
- *Overall dimensions [mm]* ..... : ϕ 99.1 x 132.4 (h);
- *Net weight* ..... : 0.53 kg;
- *Quantity* ..... : 01 (one).

5. APPLICABLE AND REFERENCE DOCUMENTS

5.1 APPLICABLE DOCUMENTS

- AD1: E-mail dated from October 3rd, 2014 (Test Request);
- AD2: Document titled as "UbatubaSat System Test Plan".

5.2 REFERENCE DOCUMENTS

- RD1: SD2560 Vibration Controller System manuals;
- RD2: V804 Vibration Testing Systems manuals.

6. TECHNICAL REQUIREMENTS

6.1 TESTING AREAS

The tests were conducted at the LIT's System Qualification Area - Dynamic Testing Laboratory that has the following controlled environmental conditions (only authorized personnel have the access to this area):

- *Cleanliness condition* ..... : 100,000 (ISO 8);
- *Temperature* ..... : 23°C +/- 2°C;
- *Relative humidity* ..... : 50% +/- 10%.

6.2 PERSONNEL

The following manpower was used to perform the vibration tests. During the test campaign, a team of Tancredo Neves School joined to the technical team for following the tests.

- LIT/VIB team..... : Mauro T. Sakita;
  Flavio Alexandre.
- INPE team ..... : Mr. Walter Abrahão dos Santos (DEA);
  Mr. Auro Tikami (DSS);
  Mr. Antonio Ferreira de Brito (DSS).
- UnB/Gauss team..... : Mr. Giancarlo Santilli.
- Tancredo Neves School team..... : Mr. Rogério Stojanov Bueno (Teacher);
  Ms. Marianna Conceição Silva (student);
  Ms. Nathália Martins da Costa (student);
  Ms. Glecia Alencar Rodrigues (student);
  Ms. Rafaela Daniol Torres (student);
  Ms. Shayene Cristina de Jesus Carmo (student);
  Mr. João Rodolfo Vitor Cabral (student).

The activities related to the instrumentation, the test facility operation and the environmental data handling system were under the responsibility of LIT/VIB team. The assembling and removal of the tested unit in the adapter was also held by LIT/VIB team.

The activities related to the test item configuration, assembling/removal in the TuPOD and in the 3U TestPod, etc., were under the responsibility of INPE and UnB/Gauss teams.

7.2 REFERENCE AXES

The three mutually perpendicular axes of the tested item were defined as follows (see Figure 7.2.1):

- **X** axis: Lateral I (aligned with Red marked switch);
- **Y** axis: Lateral II (perpendicular to X & Z axes);
- **Z** axis: Vertical (normal to spacecraft top/bottom panel).

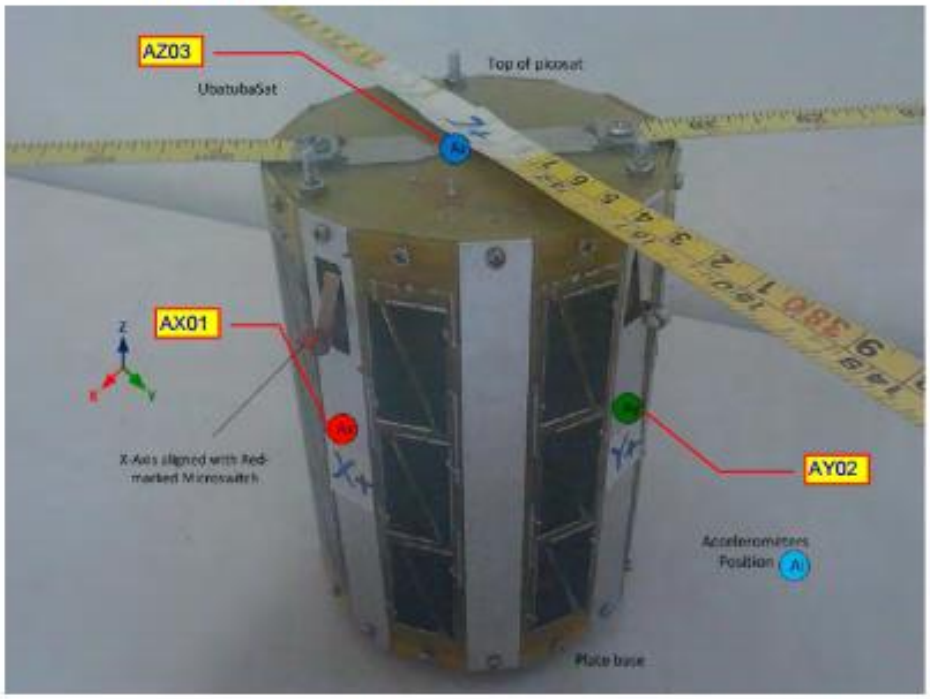


Figure 7.2.1 - General view of TANCREDO I Picosatellite, and the reference coordinates' system (X,Y,Z) used to perform the vibration tests

7.3 MOUNTING OF THE TESTED ITEM

The tested item was mounted in the TuPOD (provided by Gauss) in order to simulate its in-flight configuration. A dummy sample of a TubeSat was inserted at the bottom section of the TuPOD and then the picosatellite TANCREDO I. Although this is not the intended setting for the launch, the picosatellite was installed at the top position so it could make the vibration measurements in points of interest.

6.3 TESTING FACILITIES

Table 6.3.1 presents the list of equipment used to perform the tests.

Table 6.3.1 - List of equipment

Equipment	Manufacturer	Model	Serial Number	Calibration Date	Supplier
Vibration Testing System	LDS	V964LS	--	(*)	LIT
Vibration Control System	Spectral Dynamics	SD2560 (#2)	--	Sep 3rd, 2015	LIT
Accelerometer	Endevco	2221D	(see Appendix B)	(see Appendix B)	LIT
Accelerometer	PCB	352C23	(see Appendix B)	(see Appendix B)	LIT
Charge Amplifier	Endevco	2721B	DK44	Jul 6th,2015	LIT
Signal Conditioning	Brüel & Kjaer	2694	2715815	Feb 27th, 2015	LIT
Aluminum adapter plate	LIT	--	--	N.A.	LIT
3U TestPOD	LIT	--	--	N.A.	LIT
TuPOD	Gauss	--	--	N.A.	Gauss

(*) Testing facility not subject to calibration.

7. TEST CONDITIONS

7.1 TEST SPECIFICATION

A copy of the test request is presented in Appendix A. A summary of the general vibration test condition is as follows.

7.1.1 RESONANCE SEARCH TEST

- *Test method* ..... : Sinusoidal Sweep Test;
- *Frequency range* ..... : 10 - 2000 Hz;
- *Vibration level* ..... : $0.25g_n$;
- *Sweep rate* ..... : 2 oct/min;
- *Number of sweeps* ..... : 1 (10 → 2000 Hz: Up-Sweep);
- *Test axes* ..... : 03 (X,Y,Z);
- *Other information* ..... : Vibration test carried out @ RT (23ºC±2ºC).

7.1.2 RANDOM VIBRATION TEST / ACCEPTANCE LEVEL

- *Reference Standard* ..... : Particular Test Specification provided by Customer;
- *Test method* ..... : Random Vibration Test at the Acceptance Level;
- *Frequency range* ..... : 20 - 2000 Hz;
- *Vibration level* ..... : 20 Hz // 0.015 g^2/Hz;
  25 Hz // 0.025 g^2/Hz;
  30 Hz // 0.080 g^2/Hz;
  80 Hz // 0.080 g^2/Hz;
  110 Hz // 0.05 g^2/Hz;
  400 Hz // 0.050 g^2/Hz;
  1100 Hz // 0.005 g^2/Hz;
  2000 Hz // 0.002 g^2/Hz;
- *Overall level* ..... : 5.91 gRMS;
- *Test Duration* ..... : 60 sec/axis;
- *Test axes* ..... : 03 (X,Y,Z);
- *Other information* ..... : Vibration test carried out @ RT (23ºC±2ºC).

Pre-assemblies of the FM on top of the dummy of a tubesat, and of both units inside the TuPOD were performed to confirm that everything was properly assembled and that none of them would be blocking the compression spring when the lid of TuPOD was open.

As far as the TubeSats were installed in the TuPOD, the representative of UnB/Gauss did the closing of lid with use of nylon yarns.

In the next step, the TuPOD was mounted on the 3U TestPOD with the hinges upward, as suggested by the representative of UnB/Gauss. Then, the cover plate of the TestPOD was installed to complete the test assembly which was maintained as a monolithic body during all vibration testing.

For testing, the 3U TestPOD was rigidly attached in a square aluminum adapter plate that was previously mounted on the slip table (for tests in the lateral directions → X & Z axes) or on top of a head plate that was attached on the shaker armature (for tests in the vertical direction → Y axis).

Pictures presented in Appendix C show the above-mentioned general mounting configuration.

7.4 CONTROL AND MEASURING ACCELEROMETERS

One pickup was used as control accelerometer (identified as **ACE01**) installed in the square adapter plate (see picture in Appendix C).

In order to evaluate the dynamic behavior of the tested item, three single axis measuring accelerometers were installed in the position shown in Figure 7.2.1. These sensors were identified as **AX01**, **AY02** and **AZ03** where (X,Y,Z) are the sensor measuring axis related to the specimen reference axes. A fourth accelerometer identified as **AZ04** was installed in the external surface, center position, of lid in order to get the vibration response at that location.

The Test Control Data Sheet (Table B1.2) presented in the Appendix B shows the list of sensors (including the control) used in the tests. Pictures presented in Appendix C show the location of these sensors.

7.5 FUNCTIONAL TESTS

As defined by Customer, none functional evaluation test was applied in the tested item.

8. DEVELOPMENT OF TESTS

The series of tests was accomplished in nine tests steps, numbered and identified each one as a particular test, as shown in Appendix B. For each test axis (X, Z and Y), the following tests were applied, in sequence:

- Sine Vibration Test / Resonance Search (1);
- Random Vibration Test / Acceptance Level;
- Sine Vibration Test / Resonance Search (2).

On the first attempt to run the Random Vibration test in the X axis, it was noted that the TuPOD (with specimen) was moving slightly inside the 3U TestPOD. A local inspection showed that the locknut of the adjustable screw of the TestPOD's counter-plate had not been enough tightened. Such device was then fitted accordingly and the Resonance Search and Random Vibration tests were repeated. The planned test sequence was resumed and all tests were successfully completed without any other abnormal occurrence. Through a visual inspection done during and after the tests, there was no indication of mechanical external damages, cracks or loose parts in the tested unit.

A complete functional test of equipment was planned to be executed in the laboratory of Customer after completion of vibration tests.

Table 8.1 presents a summary of the dynamic responses of test item measured in the Initial and Final Resonance Search tests (for accelerometers aligned with the test direction) and the corresponding deviation (if any), for comparison purposes only.

Table 8.1 - Summary Table: Initial and Final Resonance Search Tests Results

		Resonance Search (1)	Resonance Search (2)	
Axis	Accelerometer ID	Test 01	Test 03	Δf [Hz // (%)]
X	AX01	-- 160.2 Hz // 1.5g -- 309.2 Hz // 0.9g 707.3 Hz // 1.9g 1402.0 Hz // 0.9g	80.4 Hz // 0.5g -- 242.3 Hz // 0.8g 297.9 Hz // 0.6g 703.5 Hz // 1.8g --	-- -- -- 11.3 Hz // -3.6% 3.8 Hz // -0.5% --
		Test 04	Test 06	
Z	AZ03	154.4 Hz // 0.9g 609.7 Hz // 0.9g 956.9 Hz // 1.9g 1009.0 Hz // 2.5g 1867.0 Hz // 1.5g	146.4 Hz // 0.9g 612.9 Hz // 1.4g -- 1004.0 Hz // 3.8g --	8.0 Hz // -5.2% 3.2 Hz // +0.5% -- 5.0 Hz // -0.5% --
	AZ04	128.9 Hz // 0.6g 141.8 Hz // 0.6g 462.7 Hz // 1.1g 761.8 Hz // 2.9g 902.7 Hz // 4.2g 1009.0 Hz // 4.7g 1518.0 Hz // 10.4g	-- 139.6 Hz // 0.7g 460.3 Hz // 1.1g 757.7 Hz // 1.5g -- 998.4 Hz // 4.6g 1518.0 Hz // 11.9g	-- 2.2 Hz // -1.5% 2.4 Hz // -0.5% 4.1 Hz // -0.5% -- 10.6 Hz // -1.0% 0 Hz
		Test 07	Test 09	
Y	AY02	-- 181.0 Hz // 1.7g -- 1770.0 Hz // 2.6g 1857.0 Hz // 2.0g	110.5 Hz // 0.7g -- 309.2 Hz // 0.7g 1761.0 Hz // 4.1g --	-- -- -- 9.0 Hz // -0.5% --

9. TEST RESULTS AND COMMENTS

The series of vibration tests was performed according to the test specification presented in Section 7 and was completed successfully with one occurrence as mentioned in the previous section. During the vibration test campaign, experts of INPE represented the Customer (LSI-TEC) and did all functional evaluation tests of specimen.

Some of the vibration data plots obtained from the tests are presented in Appendix B of this Report. The sine vibration data plots represent the peak acceleration [g] of the signals in function of the frequency [Hz] and the ones of random tests, the acceleration spectral density [g^2/Hz] of the signals in function of the frequency [Hz].

After the completion of each test, a visual inspection was carried out on the specimen, whereby it was found that there had no evidence of external mechanical damage and / or loose parts. During the inspection after opening the lid, it was noted a slight counterclockwise rotation of specimen inside the TuPOD, as shown in Photo 08 in Appendix C. Further inspections and functional evaluation tests after completing the overall series of tests will be under Customer's responsibility.

Comparing the graphic records obtained from the Resonance Search tests (1 → Initial and 2 → Final) of each test axle (see Table 8.1) it is observed that the peaks found are comparable only for the test applied along Z axis. For the lateral directions, it seems that the test sample probably changed its position inside the TuPOD and so, the response found after the random vibration test did not match as expected. Nevertheless, this not means that a structural degradation occurred. It is, in fact, a structural behavior on the mounting fashion inside the TuPOD with the use of a stacked assembly of two units of TubeSat.

Taking into account the responses of the Resonance Search-1 tests, one must say that the first resonance frequency of TANCREDO I picosatellite is around 154 Hz, that is compliant with the minimum resonant frequency requirement (f > 90 Hz) specified for the launcher vehicle agency.

The results and comments presented herein are restricted for the tested unit referenced in Section 4 and for the specified test conditions outlined in Section 7.

It is presented in Appendix A the copy of the test request and in Appendix B, the test control data sheets including the test sequence summary and the instrumentation control sheet and, in Appendix C some pictures from the tested item when mounted in the vibration testing system, and from the instrumentation.

Test Engineer: _____ - 04 / Dec / 2015
Mauro T. Sakita – Technical Staff

< ---------- >

APPENDIX A

COPY OF THE TEST REQUEST

Assunto: Solicitação de Testes do EPS-UbatubaSat
Data: Fri, 25 Jul 2014 16:51:19 -0300
De: Auro Tikami <auro.tikami@inpe.br>
Para:PAC-LIT <pac@lit.inpe.br>
CC: Eduardo Escobar Bürger <eduardoebrg@gmail.com>, auro.tikami@inpe.br, Walter Abrahão dos Santos <walter.abrahao@inpe.br>

Prezados,

Gostariamos de encaminhar nossa Solicitação de Testes do EPS-UbatubaSat aqui anexa.
Grato por qualquer retorno.
Att.,

Auro / Walter

~~~~~~

Auro Tikami
DSS/ETE - Ground Systems Division
INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Av. dos Astronautas,1758 CP515 CEP 12227-010 São José dos Campos-Brasil
Building: Beta Office room: 9
Tel.: +55(12)3208-6596
auro.tikami@inpe.br

==

Assunto: Processo 2444.14
Data: Tue, 05 Aug 2014 18:58:06 -0300
De: Auro Tikami <auro.tikami@inpe.br>
Para:sakita@lit.inpe.br
CC: Walter Abrahão dos Santos <walter.abrahao@inpe.br>, Candido Moura <candidomoura3@gmail.com>, auro.tikami@inpe.br

Prezado Mauro Sakita,

Segue inicialmente o documento enviado pelo Prof. Candido com o termo de compromisso da AEB com a Escola Tancredo Neves de Ubatuba.
Atenciosamente,

Auro Tikami
~~~~~~

Assunto: Fwd: PDF
Data: Mon, 4 Aug 2014 15:06:08 -0300
De: Candido Moura <candidomoura3@gmail.com>
Para: Auro Tikami <auro.tikami@inpe.br>, Walter Abrahão dos Santos <walter.abrahao@inpe.br>

Olá Walter e Auro

O documento que assinamos com a AEB trata de modo generico do pagamento dos testes para permitir a inclusão de algo a mais. Para termos algo especifico precisamos de um orçamento de toda a bateria de testes a ser realizada.

Abraço

Candido

APPENDIX B

GRAPHICAL RECORDS

B1 - INTRODUCTION

The test sequence summary and the test control data sheets are presented in Tables B1.1 and B1.2 and, the list of figures, in Table B2.

TABLE B1.1 - TEST SEQUENCE SUMMARY

Test #	Test ID	Axis	Test Type	Comments
01	TSTXS01	X	Sine Vibration Test / Resonance Search (1)	Completed!
02	TSTXR02		Random Vibration Test / Qualification Level	Completed!
03	TSTXS03		Sine Vibration Test / Resonance Search (2)	Completed!
04	TSTZS04	Z	Sine Vibration Test / Resonance Search (1)	Completed!
05	TSTZR05		Random Vibration Test / Qualification Level	Completed!
06	TSTZS06		Sine Vibration Test / Resonance Search (2)	Completed!
07	TSTYS07	Y	Sine Vibration Test / Resonance Search (1)	Completed!
08	TSTYR08		Random Vibration Test / Qualification Level	Completed!
09	TSTYS09		Sine Vibration Test / Resonance Search (2)	Completed!

TABLE B1.2 - INSTRUMENTATION DATA SHEET CONTROL

Nº	Model	S/N	Sensit. [pC/g] [mV/g]	Function	Calibration Certificate #	Calibration Date [d/m/y]	Installation Date [d/m/y]	Isolation Check [GΩ]	Cable #
ACE01	2221D	10017	19.186	Ctrl	CC-10166	22/09/15	23/11/15	N.A.	Y1010
AX02	352C23	166755	5.772	Aux.	CC-10070	08/05/15	23/11/15	N.A.	--
AY02	352C23	166756	5.638	Aux.	CC-10071	08/05/15	23/11/15	N.A.	--
AZ03	352C23	166758	5.136	Aux.	CC-10072	08/05/15	23/11/15	N.A.	--
AZ04	352C23	166759	5.550	Aux.	CC-10073	08/05/15	23/11/15	N.A.	--

NOTES: (i) *E* = X, Y or Z, corresponds to the test axis direction.
(ii) The accelerometers Model 352C23 are ICP Type, and their sensitivities are in mV/g.

TABLE B2 - LIST OF FIGURES

Figure Nº	Test # / Test ID.	Axis	Measurem't Accel.	Control Data Plots	Comments
B2.1	01 / TSTXS01	X	--	Run 2 - Ok	--
B2.2			AX01	--	--
B2.3			AY02	--	--
B2.4			AZ03	--	--
B2.5			AZ04	--	--
B2.6	02 / TSTXR02		--	Run 2 - Ok	--
B2.7			AX01	--	--
B2.8			AY02	--	--
B2.9			AZ03		
B2.10			AZ04	--	--
B2.11	03 / TSTXS03		--	Run 1 - Ok	--
B2.12			AX01	--	--
B2.13			AY02	--	--
B2.14			AZ03	--	--
B2.15			AZ04	--	--
B2.16	04 / TSTZS04	Z	--	Run 1 - Ok	--
B2.17			AX01	--	--
B2.18			AY02	--	--
B2.19			AZ03	--	--
B2.20			AZ04	--	--
B2.21	05 / TSTZR05		--	Run 1 - Ok	--
B2.22			AX01	--	--
B2.23			AY02	--	--
B2.24			AZ03	--	--
B2.25			AZ04	--	--
B2.26	06 / TSTZS06		--	Run 1 - Ok	--
B2.27			AX01	--	--
B2.28			AY02	--	--
B2.29			AZ03	--	--
B2.30			AZ04	--	--

TABLE B2 - LIST OF FIGURES (Cont'd)

Figure Nº	Test # / Test ID.	Axis	Measurem't Accel.	Control Data Plots	Comments
B2.31	07 / TSTYS07	Y	--	Run 1 - Ok	--
B2.32			AX01	--	--
B2.33			AY02	--	--
B2.34			AZ03	--	--
B2.35			AZ04	--	--
B2.36	08 / TSTYR08		--	Run 1 - Ok	--
B2.37			AX01	--	--
B2.38			AY02	--	--
B2.39			AZ03	--	--
B2.40			AZ04	--	--
B2.41	09 / TSTYS09		--	Run 1 - Ok	--
B2.42			AX01	--	--
B2.43			AY02	--	--
B2.44			AZ03	--	--
B2.45			AZ04	--	--

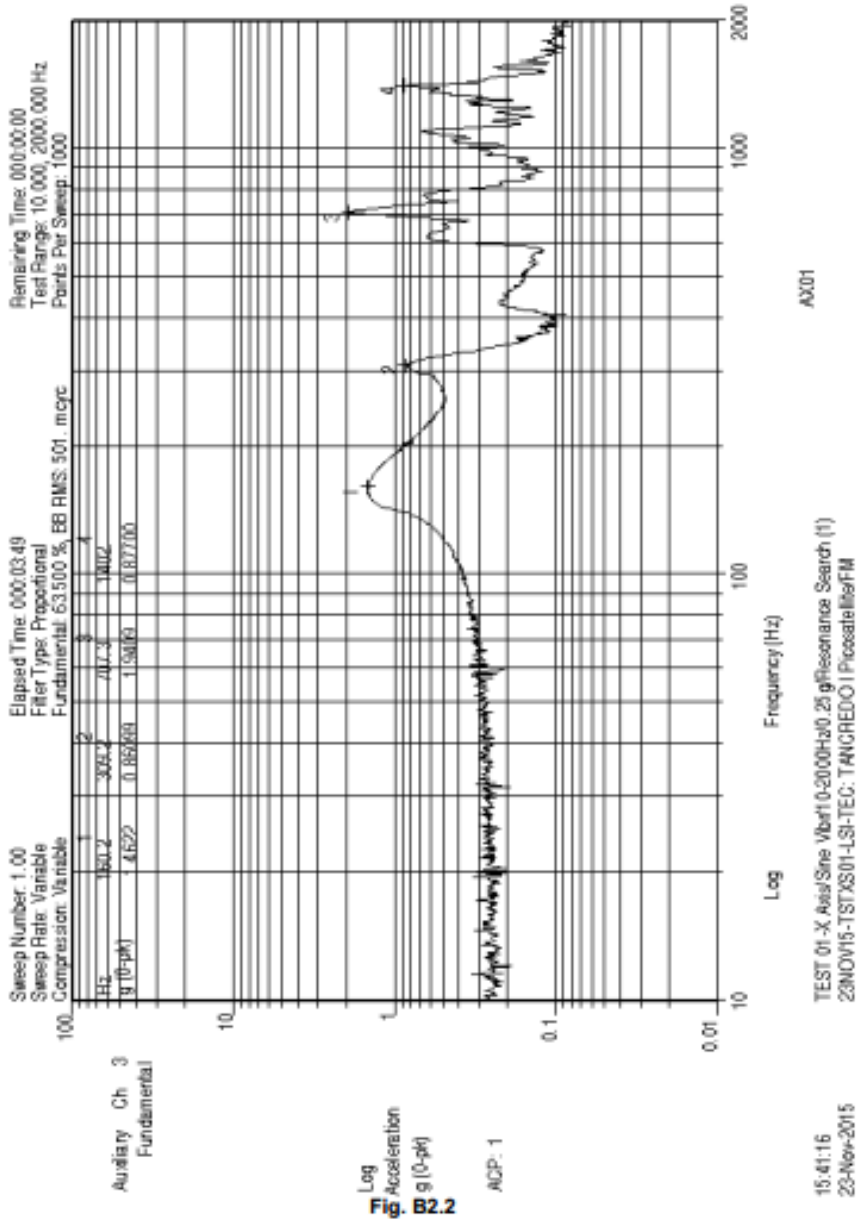

Sweep Number: 1.00
Sweep Rate: Variable
Compression: Variable
Elapsed Time: 000:03:49
Filter Type: Proportional
Fundamental: 63.500 %, BB RMS: 501. m/s/s
Remaining Time: 000:00:00
Test Range: 10.000, 2000.000 Hz
Points Per Sweep: 1000
Auxiliary Ch 3
Fundamental
Log
Acceleration
g (0-pk)
ACP: 1
Log
Frequency (Hz)
AX01
TEST 01-X Axis/Sine Vibr/10-2000Hz/0.25 g/Resonance Search (1)
23NOV15-TST/XS01-LSI-TEC: TANGRED/O I Picosatellite/FM
15:41:16
23-Nov-2015

Fig. B2.2

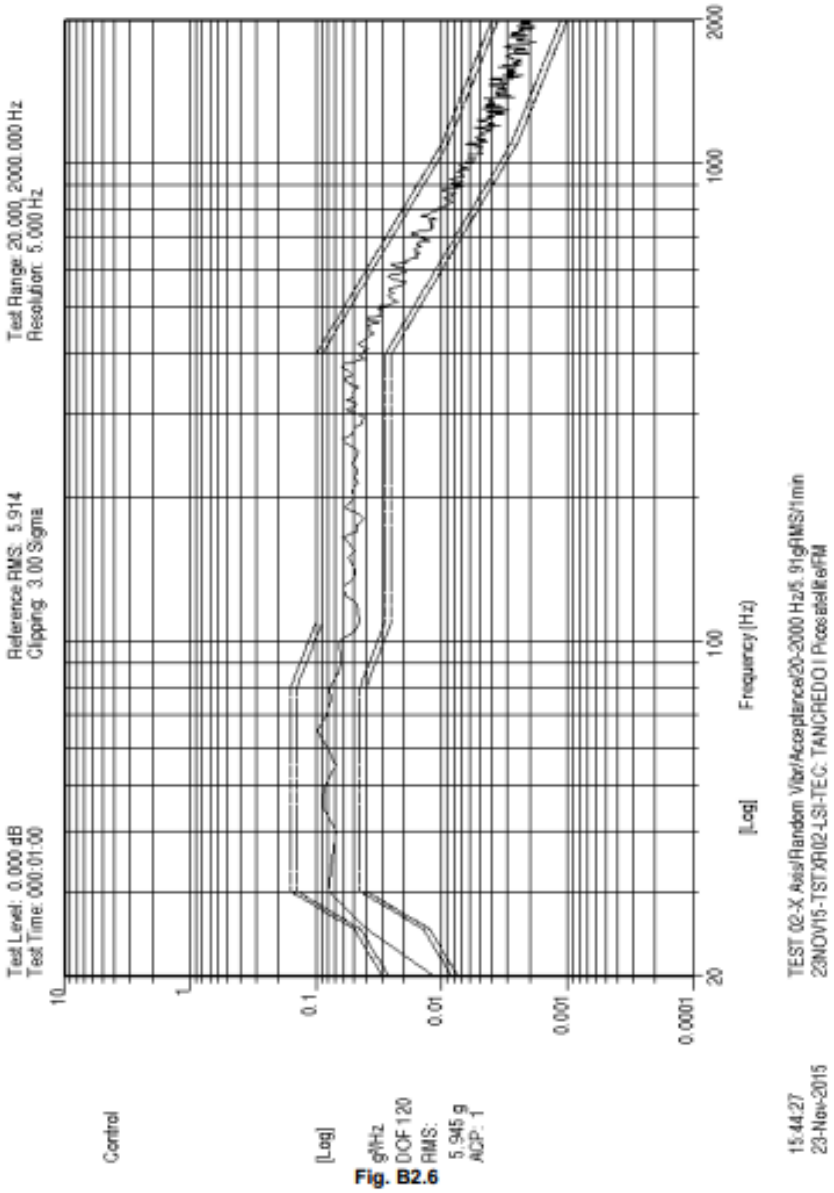

Test Level: 0.000 dB
Test Time: 000:01:00
Reference RMS: 5.914
Clipping: 3.00 Sigma
Test Range: 20.000, 2000.000 Hz
Resolution: 5.000 Hz
10
1
0.1
0.01
0.001
0.0001
20
100
1000
2000
[Log]
Frequency (Hz)
Control
[Log]
g²/Hz
DOF 120
RMS:
5.945 g
AVG: 1
15:44:27
23-Nov-2015
TEST 02-X Axis/Random Vibr/Acceptance/20-2000 Hz/5.91gRMS/1min
23NOV15-TST/XR02-LSI-TEC: TANCREDO I Processelite/FM

Fig. B2.6

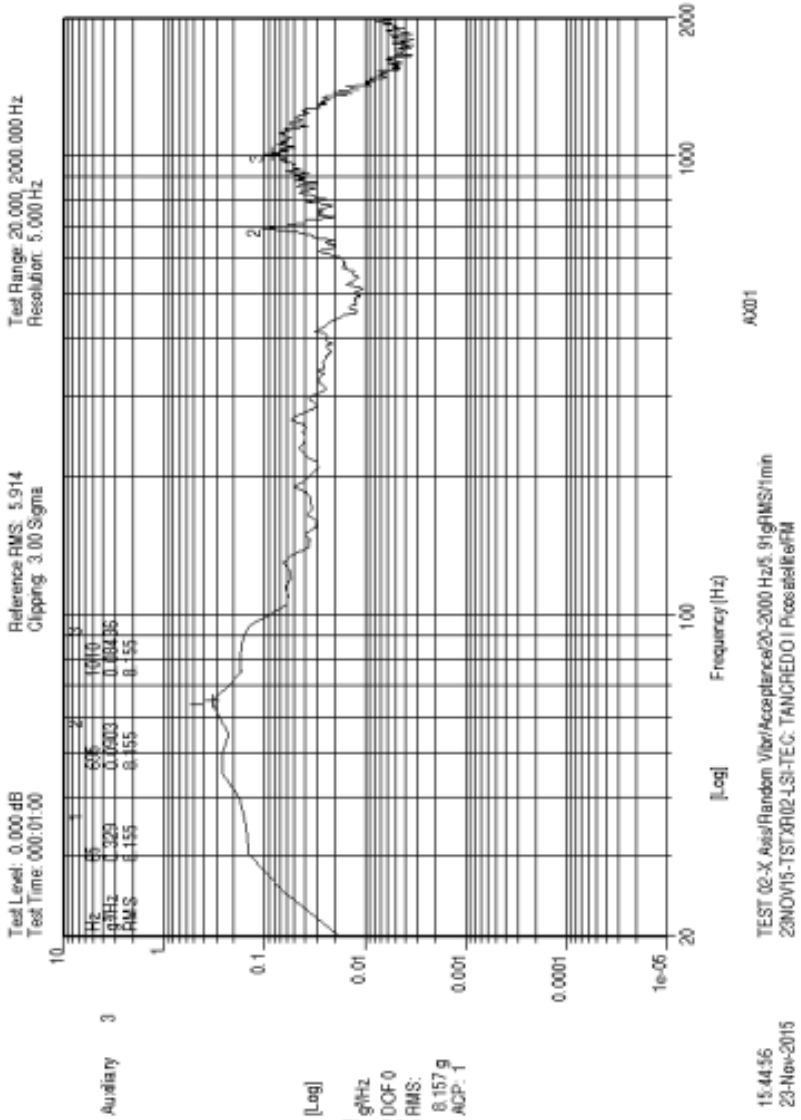

Test Level: 0.000 dB
Test Time: 000:01:00
Reference RMS: 5.914
Clipping: 3.00 Sigma
Test Range: 20.000, 2000.000 Hz
Resolution: 5.000 Hz
Auxiliary 3
[Log]
g/Hz
DOF 0
RMS:
8.157 g
AGP: 1
15:44:56
23-Nov-2015
[Log]
Frequency (Hz)
TEST 02-X Axis/Random Vibr/Acceptance/20-2000 Hz/5.91gRMS/1min
23NOV15-TST XR02-LSI-TEC: TANCREDO I Picosatellite/PM
AX01

Fig. B2.7

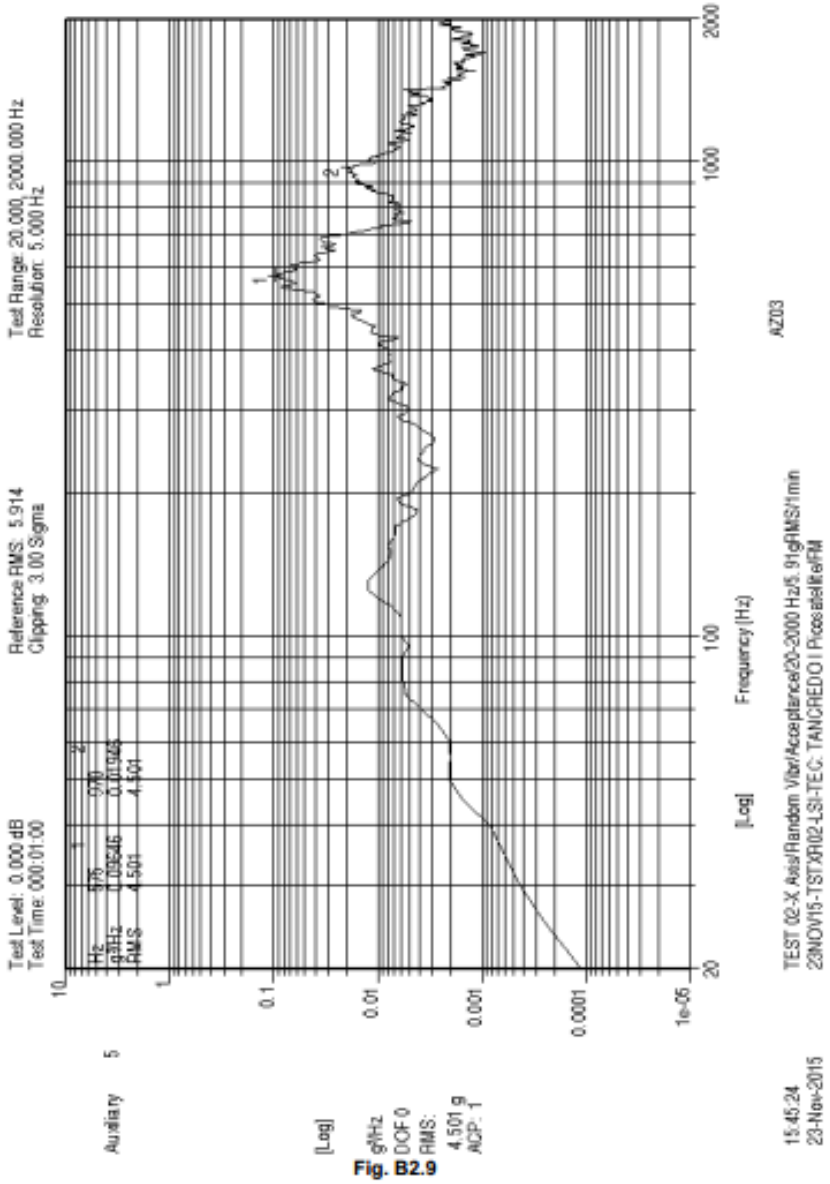

Test Level: 0.000 dB
Test Time: 000:01:00
Reference RMS: 5.914
Clipping: 3.00 Sigma
Test Range: 20.000, 2000.000 Hz
Resolution: 5.000 Hz
Hz
g²/Hz
RMS
4.501
Auxiliary 5
[Log]
g²/Hz
DOF 0
RMS:
4.501 g
AVG: 1
[Log]
Frequency (Hz)
AZ03
TEST 02-X Axis/Random Vibr/Acceptance/20-2000 Hz/5.91gRMS/1min
23NOV15-TSTXR02-LSI-TEC: TANCREDO I Processed/Ile/RM
15:45:24
23-Nov-2015

Fig. B2.9

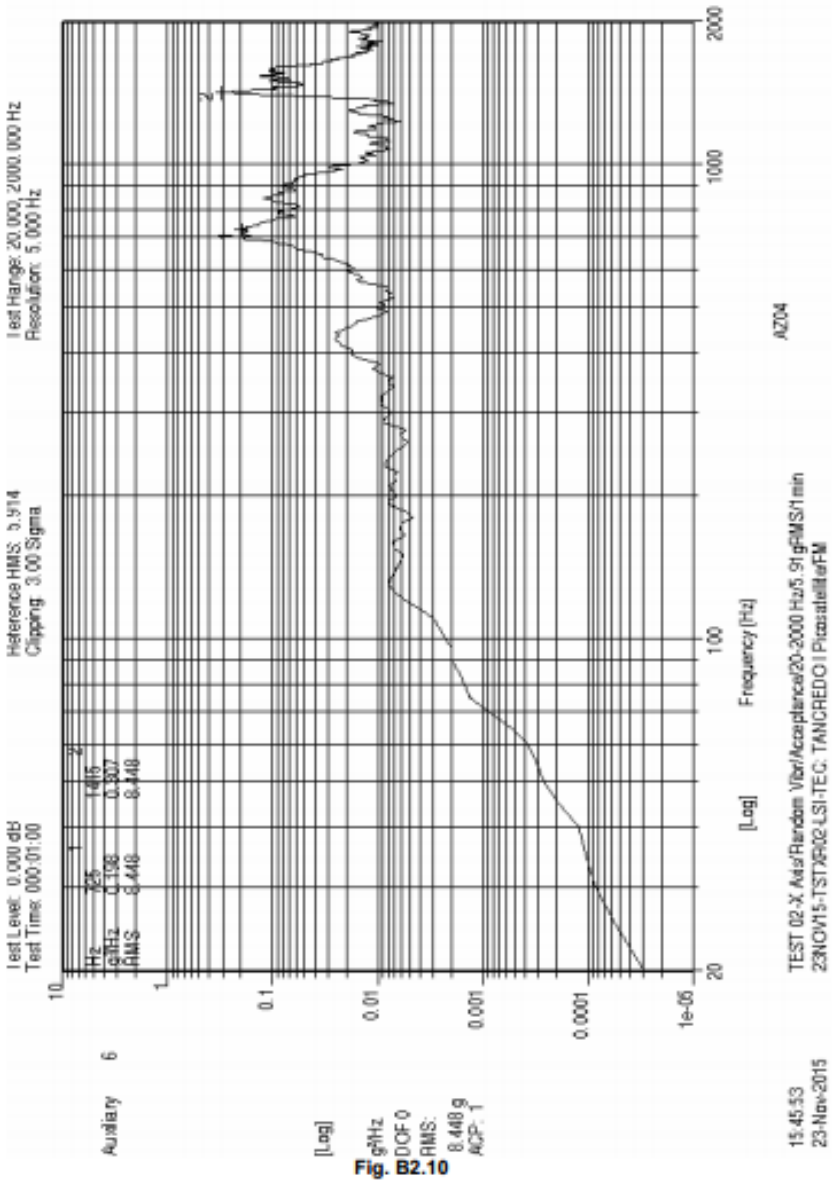

Test Level: 0.000 dB
Test Time: 000:01:00
Reference RMS: 9.914
Clipping: 3.00 Sigma
Test Range: 20.000, 2000.000 Hz
Resolution: 5.000 Hz
Hz 125 1415
g²/Hz 0.198 0.307
RMS 8.448 8.448
Auxiliary 6
[Log]
g²/Hz
DOF 0
RMS:
8.448 g
ACP: 1
10
1
0.1
0.01
0.001
0.0001
1e-06
20
100
1000
2000
Frequency [Hz]
15:45:53
23-Nov-2015
TEST 02-X Axis/Random Vibr/Acceptance/20-2000 Hz/5.91gRMS/1min
23NOV15-TST/R02-LSI-TEC: TANCREDO I Pirassatellite/FM
AZ04

Fig. B2.10

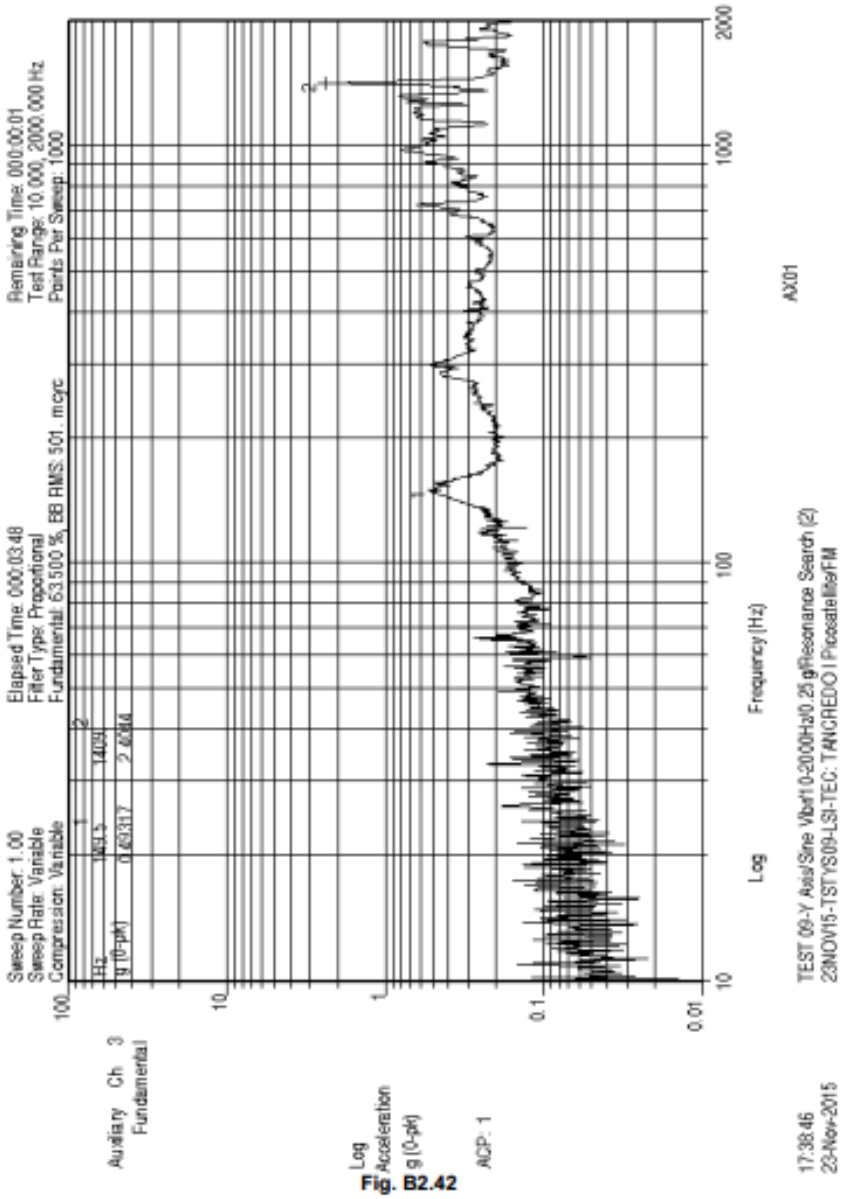

Sweep Number: 1.00
Sweep Rate: Variable
Compression: Variable
Elapsed Time: 000:03:48
Filter Type: Proportional
Fundamental: 63.500 %, BB RMS: 501. m cyc
Remaining Time: 000:00:01
Test Range: 10.000, 2000.000 Hz
Points Per Sweep: 1000
Hz 1425 1429
g (0-pk) 0.40317 2.4084
Auxiliary Ch 3
Fundamental
Log
Acceleration
g (0-pk)
AGP: 1
100
10
1
0.1
0.01
10
100
1000
2000
Log
Frequency (Hz)
AX01
TEST 09-Y Axis/Sine Vibr/1.0-2000Hz/0.25 g/Resonance Search (2)
23NOV15-TSTYS09-LSI-TEC: TANCREDO I Picosatellite/FM
17:38:46
23-Nov-2015

Fig. B2.42

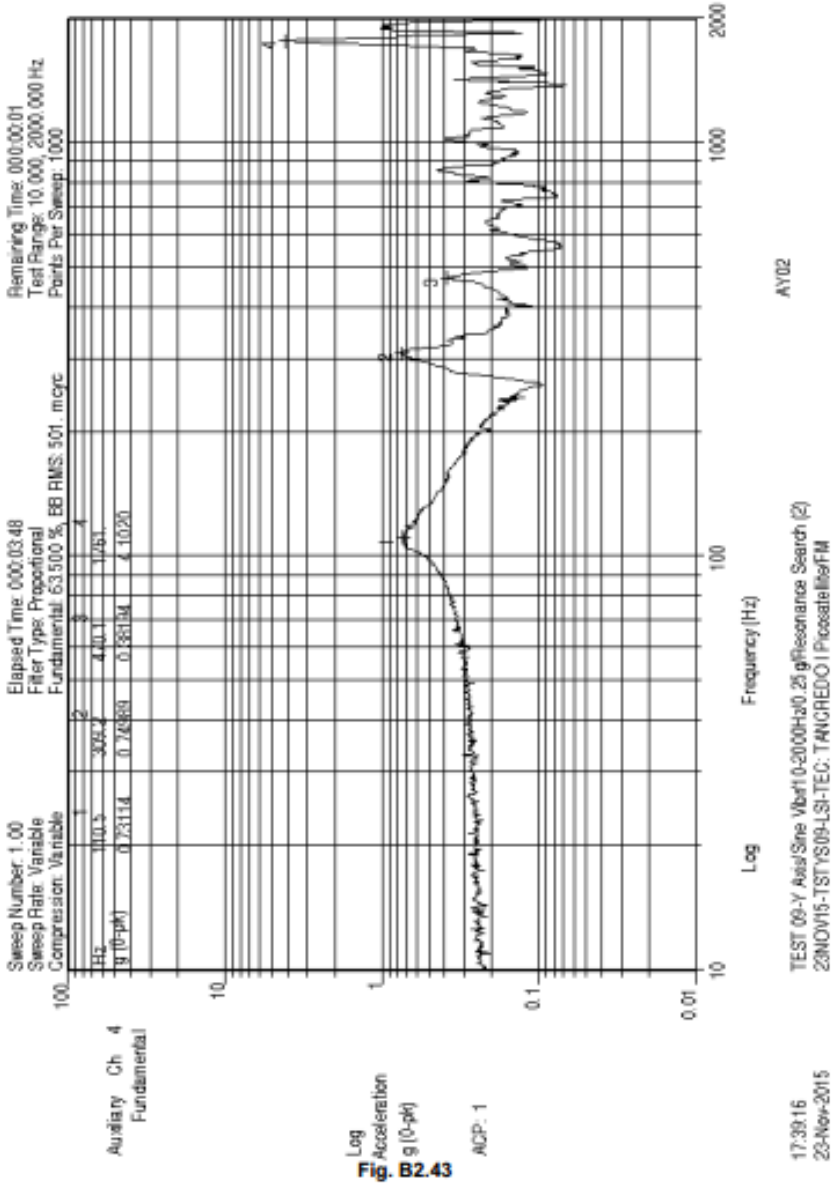
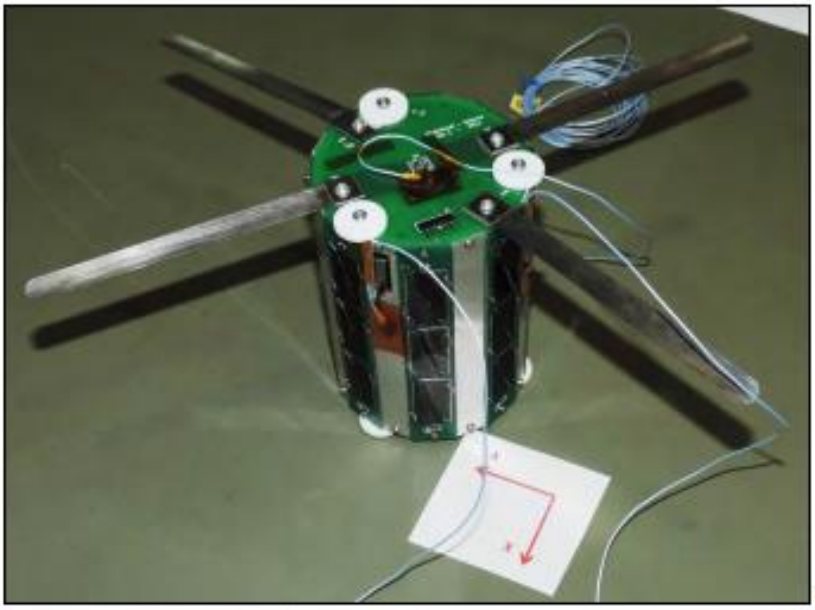

Sweep Number: 1.00
Sweep Rate: Variable
Compression: Variable
Elapsed Time: 000:03:48
Filter Type: Proportional
Fundamental: 63.500 %, BB RMS: 501 mcyc
Remaining Time: 000:00:01
Test Range: 10.000, 2000.000 Hz
Points Per Sweep: 1000
Hz 110.5 304.7 440.1 1261.
g (0-pk) 0.72114 0.74069 0.78154 4.1020
Auxiliary Ch 4
Fundamental
Log
Acceleration
g (0-pk)
AGP: 1
100
10
1
0.1
0.01
10
100
1000
2000
Log
Frequency (Hz)
AY02
TEST 09-Y Axis/Sine Vibr\1 0-2000Hz\0.25 g\Resonance Search (2)
23NOV15-TSTYS09-LSI-TEC: TANCREDO I Picosatellite/FM
17:39:16
23-Nov-2015

Fig. B2.43

APPENDIX C

PICTURES FROM THE TEST SETUP AND FROM THE INSTRUMENTATION



(a)

(b)

PHOTO 01 - General view of the (a) Flight Model (FM) of TANCREDO I PicoSatellite and the reference coordinates system (X,Y,Z), and (b) the Dummy of a TubeSat belonging to the TuPOD also provided by Gauss Company.

PHOTO 02 - General view of (a) TuPOD used to assembly the test sample, and (b) internal view of the TuPOD and the compression spring (at left), and the TuPOD and the 3U TestPOD, in aluminum (at right).

PHOTO 03 - General view of the fit-check of the test sample in the TuPOD before assembling it for vibration tests.

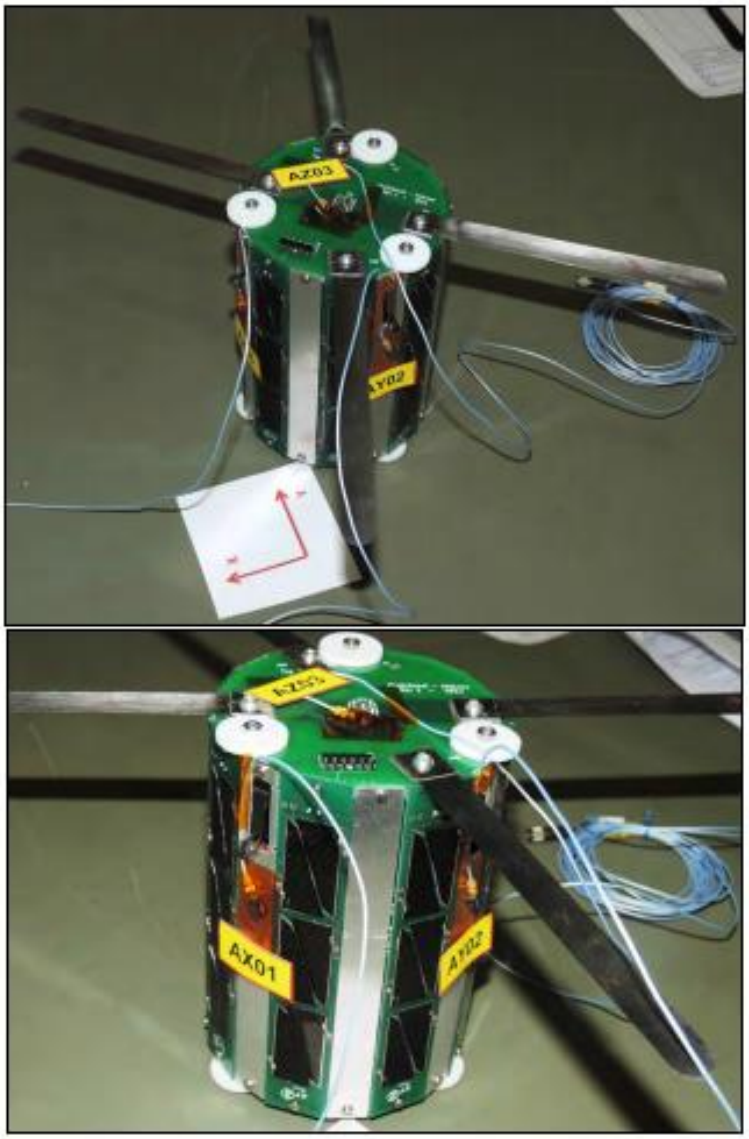


PHOTO 04 - General and close views of the measuring accelerometers (AX01/AY02/AZ03) installed in the test sample.

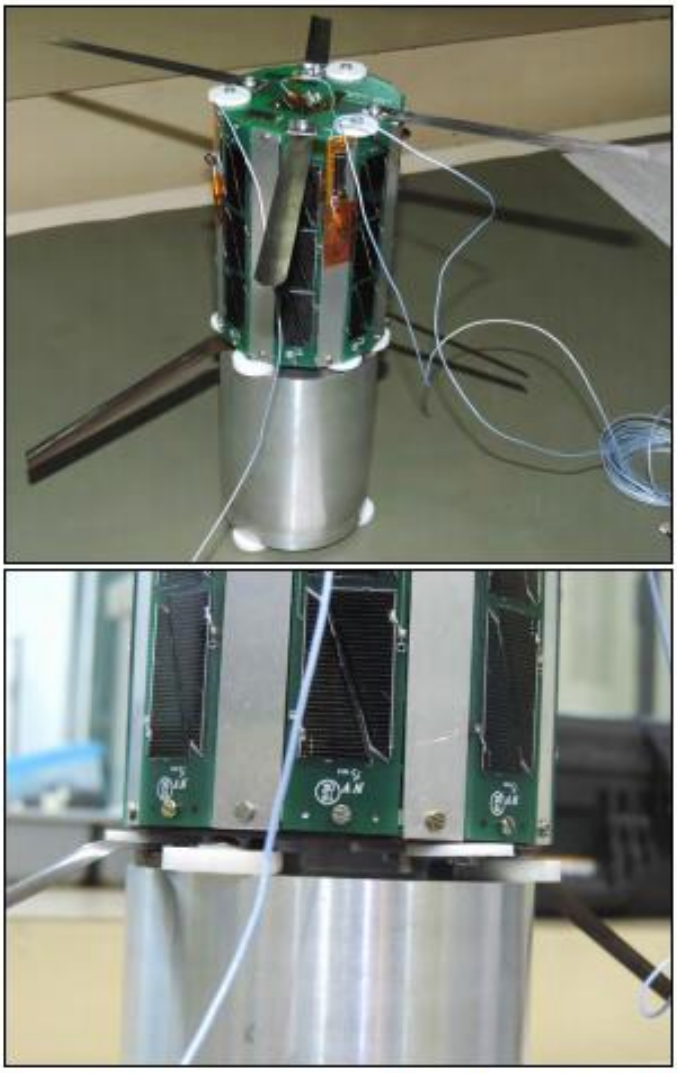


PHOTO 05 - General view of pre-assembly of the TANCREDO I PicoSatellite on the TubeSat's dummy as it will be when mounted inside the TuPOD.

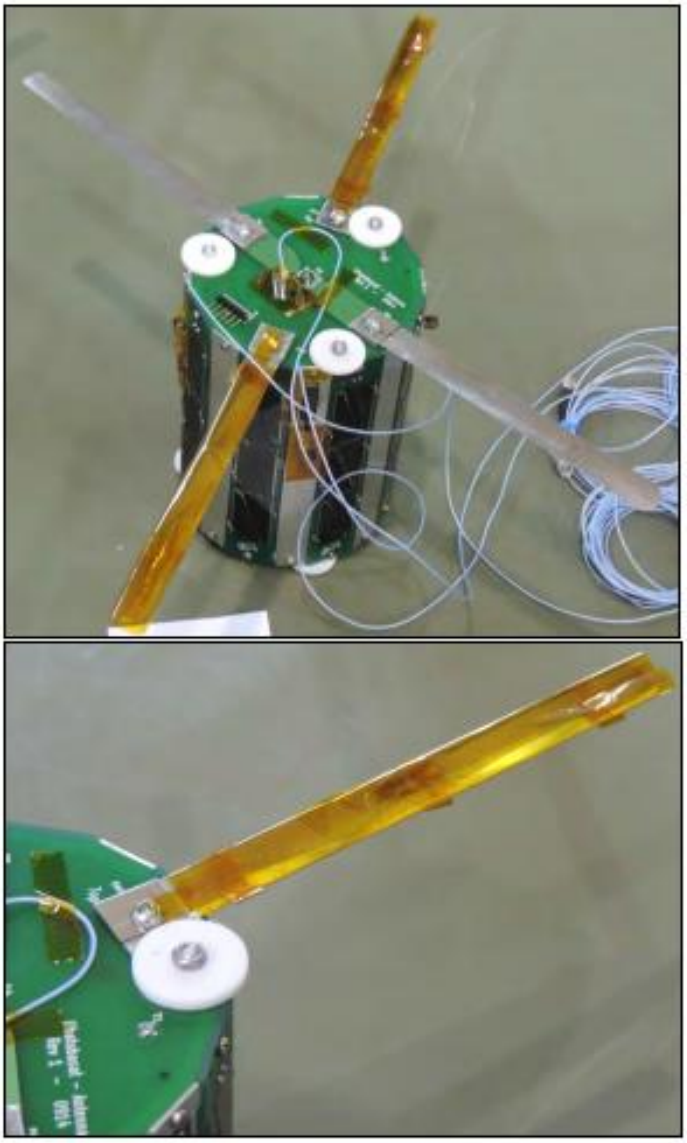
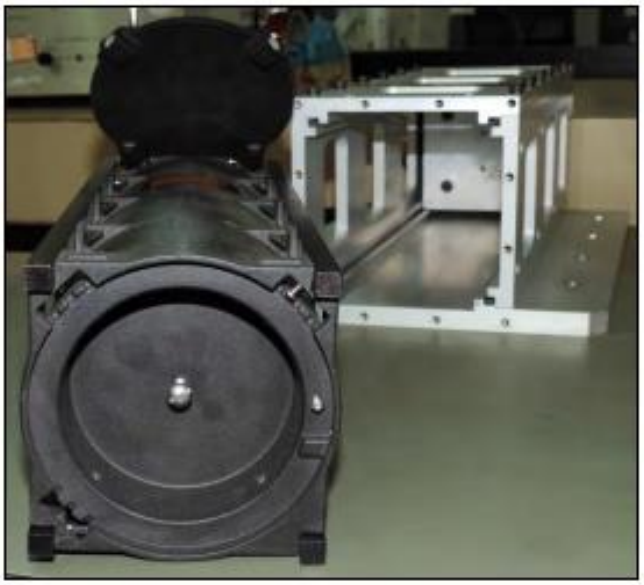


PHOTO 06 - General view of the Kapton tape applied on the Langmuir probes in order to avoid damage in the solar cells of the picosatellite when bent inside the TuPOD for vibration tests.

(a)



(b)

PHOTO 07 - General view of (a) the pre-positioning of the TuPOD in the 3U TestPOD, and (b) a bottom view of the TuPOD.

PHOTO 09 - General view of the installation of the test sample in the TuPOD and the lid closing details by the use of nylon yarns.

(a) (b)

PHOTO 10 - Details of (a) location of the AZ04 measuring accelerometer in the external surface, center position, of the TuPOD's lid, and (b) the bottom view of the TuPOD (screw for adjusting the spring tension was removed for testing).

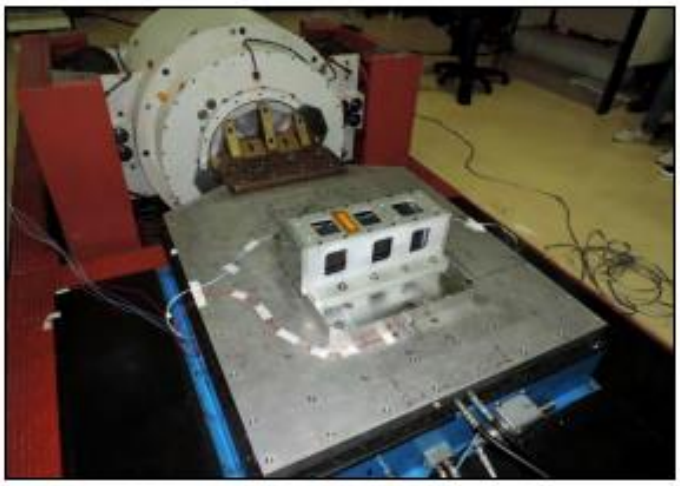


PHOTO 11 - General view of the whole assembly (3U TestPOD + TuPOD + specimen) mounted on the vibration adapter for vibration tests applied along the X axis.

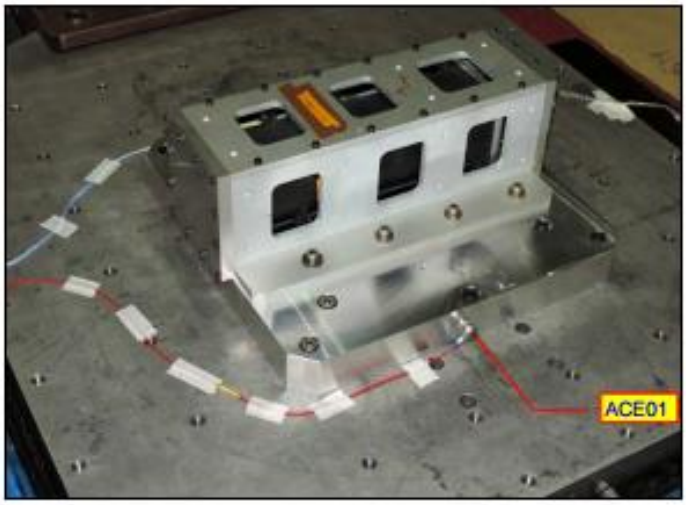


PHOTO 12 - Detail of the ACE01 control accelerometer used for testing in the X axis direction.

PHOTO 13 - General view of LIT's Dynamic Testing Laboratory during the tests applied along the X axis. Representatives of Customer, INPE, UnB (Brasilia University) and one teacher and six students from the Elementary School "Pres. Tancredo de Almeida Neves" of Ubatuba - SP, followed the vibration tests.

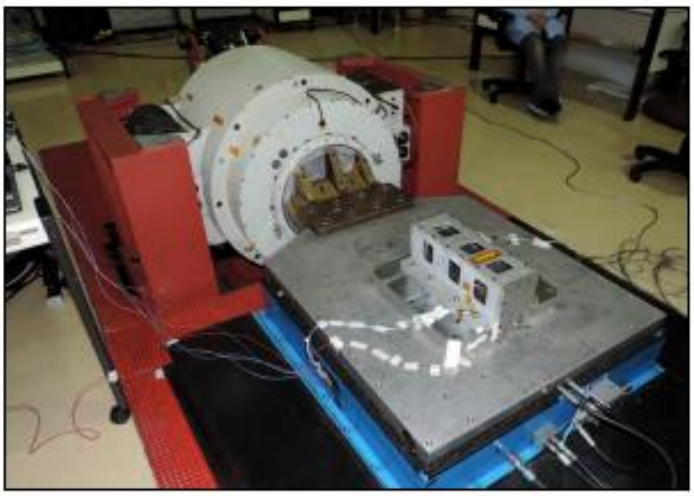


PHOTO 14 - General view of the whole assembly (3U TestPOD + TuPOD + specimen) mounted on the vibration adapter for vibration tests applied along the Z axis.

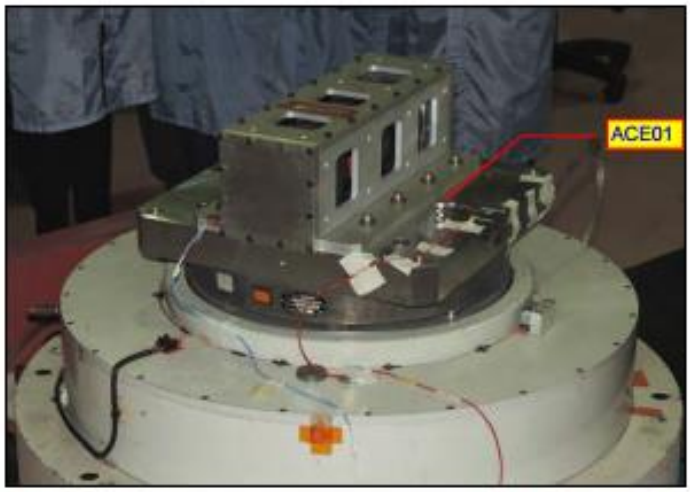


PHOTO 15 - General view of test sample mounted on the vibration adapter for vibration tests applied along the Y axis (vertical direction), and detail of the control accelerometer (ACE01) location.

PHOTO 16 - Another view of the Dynamic Testing area during the vibration tests (Ref.: Tests in the Y axis).

PHOTO 17 - General view of the removal of TuPOD from the 3U TestPOD after the completion of vibration tests.

PHOTO 18 - General view of the removal steps of test sample of the TuPOD.

PHOTO 19 - General view of the TuPOD provided by GAUSS Company, a broker for JAXA's launcher vehicles.

ANEXO D - UBATUBASAT TVAC TEST REPORT

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

National Institute for Space Research
LIT – Integration and Testing Laboratory

LIT

THERMAL VACUUM TEST REPORT

CUSTOMER :	Association of Integrated Technologic Systems Laboratory – LSI-TEC
SPECIMENS :	UBATUBASAT Pico Satellite – Flight Model (FM)
LEVEL:	ACCEPTANCE
DOCUMENT CODE :	LSITEC03-R04 VERSÃO / ISSUE : 1

INPE.LIT.PS 042/14

PREPARADO POR / PREPARED BY	APROVADO POR / APPROVED BY
ASS/SIGN 12.16.2015 NOME/NAME George Favale e Fernandes TVT LIT DATA/DATE	ASS/SIGN 12.16.15 NOME/NAME Márcio Bueno dos Santos TVT LIT DATA/DATE
ASS/SIGN 12.16.2015 NOME/NAME Vinicius Derrico TVT LIT DATA/DATE	ASS/SIGN 12.16.15 NOME/NAME Carlos de Oliveira Lino Q.A. - LIT DATA/DATE
ASS/SIGN NOME/NAME DATA/DATE	ASS/SIGN 15.12.15 NOME/NAME Heyder Hey Head of LIT DATA/DATE
ASS/SIGN NOME/NAME DATA/DATE	ASS/SIGN NOME/NAME DATA/DATE

Av. dos Astronautas, 1758 - Caixa Postal 515 - CEP: 12227-010 - São José dos Campos - SP - Tel.: (0xx12) 3208-6262

CONTROLE DE VERSÕES / DOCUMENT CHANGE LOG

Página/Page	Versão/Issue	Data/Date	Referência de modificação/Change Reference
	1		

COMBINED THERMAL VACUUM AND TEMPERATURE CYCLING TEST

Costumer	Association of Integrated Technologic Systems Laboratory – LSI-TEC
Contract	INPE.LIT.PS 042/14
Document Code	LSITEC03-R04
Process LIT/PAC N°	2444.14.PRO
Service	354318
Service Order	0067.15.LIT01
Document Title	THERMAL VACUUM TEST REPORT
Area Code	LIT01
Test Type	THERMAL VACUUM TEST
Specimens	UBATUBASAT Pico Satellite – Flight Model
Test Started – FM	November, 27th / 2015
Test Finished – FM	December, 01st / 2015
Document Date	December, 16th / 2015

CONTENTS

1 INTRODUCTION 4

2 REFERENCE DOCUMENTS 4

3 TEST OBJECTIVE 4

4 TEST SET-UP 5

4.1 THERMAL VACUUM CHAMBER 5
4.2 THERMAL VACUUM TEST ARRANGEMENT 5
4.3 TEMPERATURE MEASUREMENT 6
4.4 DATA PRESENTATION 7
4.5 DATA MONITORING & ACQUISITION SYSTEM 8

5 TEST DESCRIPTION 9

6 RESPONSIBILITIES 9

7 TEST ANOMALIES 9

8 CONTAMINATION ANALYSIS REPORT 9

9 RESULTS 10

10 GRAPHIC DATA – ENGINEERING MODEL ..... ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.

11 GRAPHIC DATA – FLIGHT MODEL 11

12 PICTURES – ENGINEERING MODEL 16

13 PICTURES – FLIGHT MODEL ..... ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.

1 INTRODUCTION

This report provides the information about the Thermal Vacuum Test, in Acceptance Level, for the UBATUBASAT Pico Satellite Tancredo 1 – PFM spacecraft, which was performed at the Integration and Tests Laboratory (LIT-INPE), between 27th, November and 01st, December 2015. This report includes preparation and execution of the test.

In the following items, this document presents the description about the facilities used, the procedures adopted and test data outputs. The test was executed in agreement with reference [4].

2 REFERENCE DOCUMENTS

[1] Proposal **LIT/PAC-3963/14 - Rev 00** - Process 2444.14 – item 1.2 – UBATUBASAT – Flight Model "Termo Vácuo"

[2] "UbatubaSat System Test Plan" and "EPS Subsystem Plan – UbatubaSat"

[3] LIT01-CUBSAT-TP-001 "PROCEDIMENTO DE TESTES VÁCUO-TÉRMICOS – PICOSATELITE TANCREDO I - Aceitação - UBATUBASAT"

[4] LIT10-LIT01-TR-528 "Análise de contaminação do teste sensor após o Teste Vácuo Térmico Nível de Aceitação FM do UBATUBASAT - USAT"

[5] Operation and Maintenance Manual 01 x 01 meter Thermal Vacuum System

[6] Edwards Series 2012 Controller Operations Manual

[7] Series 910 Dual Trans Transducer MKS – Operation and Maintenance Manual

[8] Pirani Vacuum Gauges - Edwards - Instruction Manual.

[9] Wide Range Gauge – Edwards - Instruction Manual.

[10] LIT09-LIT01-CC-0111 "Certificado de Calibração - Active Pirani Gauge – Modelo: APG10-XLC – Nº de Série: 126008744/116145420– Fabricante: Edwards – pages 3".

[11] LIT09-LIT01-CC-0117 "Certificado de Calibração - Wide Range Gauge – Modelo: WRG-S – Nº de Série: 116139789/126060421 – Fabricante: Edwards – pages 3".

3 TEST OBJECTIVE

The purpose of the thermal vacuum test under high vacuum conditions (specified in document [3]) was to demonstrate conformance to specification, to act as quality control and to detect manufacturing defects, workmanship errors, failures and other performance anomalies, which are not readily detectable by normal inspection techniques.

4 TEST SET-UP

4.1 THERMAL VACUUM CHAMBER

The test was performed at the 01 x 01 meter Thermal Vacuum Chamber (TVC):

Work volume: 785 Liters

Diameter: 1000 millimeters

Depth: 1000 millimeters

Vacuum Pumping System:

Primary pumping: Mechanical and roots pump

- Pumping speed: 3,000 L/sec

Secondary pumping: Cryogenic (He compressors)

Pumping time:

- to Patm 1 x 10^{-7} mbar: 15 minutes

- to Patm 1 x 10^{-6} mbar: 01 hour

Thermal System:

Temperature range: -180 °C to +150 °C

Heat system fluid: Gaseous Nitrogen (GN_2)

Shroud emissivity: 0.9 +/-0,05

Shroud's maximum transient: 2,0°C/min

Thermal charge allowable: 150 Watts

4.2 THERMAL VACUUM TEST ARRANGEMENT

The specimen was mounted inside the vacuum chamber, in a thermal controlled environment, as shown in Figure 1. The specimen was suspended in the chamber's shroud to equalize the thermal radiation throughout.

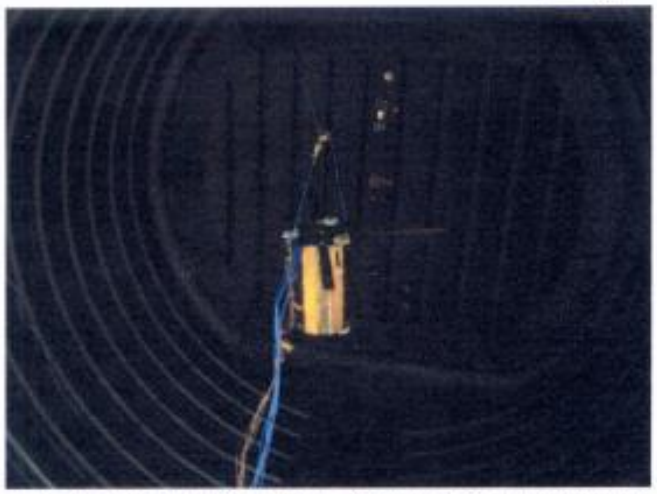


Figure 1- The Pico Satellite UBATUBASAT – FM suspended inside the vacuum chamber.

4.3 TEMPERATURE MEASUREMENT

The sensors used to measure the temperature of the specimen and the chamber (08 thermocouples for FM and 07 thermocouples for TVC) have the following specification:

Thermocouple, type TT-T-30, Manufacturer: Omega

The total uncertainty for the temperature measurement, including sensors, installation and data acquisition errors are:

+/- 0.7°C for 0°C < T < 350°C

+/- 1.2°C for −200°C < T < 0°C

4.4 DATA PRESENTATION

The tables below present the description of the channels on the data acquisition system.

TABLE 1: Data acquisition system set-up for the FM – TVT temperature:

Channel	DAS Channel	Site
Control Thermocouple	TC01 (*)	External Position
Control Thermocouple	TC02 (*)	External Position
Control Thermocouple	TC03 (*)	External Position
Control Thermocouple	TC04 (*)	External Position
Control Thermocouple	TC05	Batery
Control Thermocouple	TC06	Transciever
Control Thermocouple	TC07	Onboard Computer
Control Thermocouple	TC08	Audio Chip

The FM temperature was monitored, as follow:

- (*) HOT CASE and COLD CASE: TC01, TC02, TC03 and TC04;

TABLE 3: Data acquisition system set-up for the FM – TVT transients:

Pseudo-Channel	DAS Channel
01	TR01_Pseudo
02	TR02_Pseudo
03	TR03_Pseudo
04	TR04_Pseudo
05	TR05_Pseudo
06	TR06_Pseudo
07	TR07_Pseudo
08	TR08_Pseudo

$TR0X\_Pseudo = (TC0X_i - TC0X_{i-1})/ 0.5\ ^{\circ}C/min$,

TM_CAM_Pseudo = Average TVC Temperature (8 TC),

$TR\_CAM\_Pseudo = (TM\_CAM_i\_Pseudo - TM\_CAM_{i-1}\_Pseudo)/ 0.5\ ^{\circ}C/min$

i: current reading,

i-1: previous reading (30 seconds)

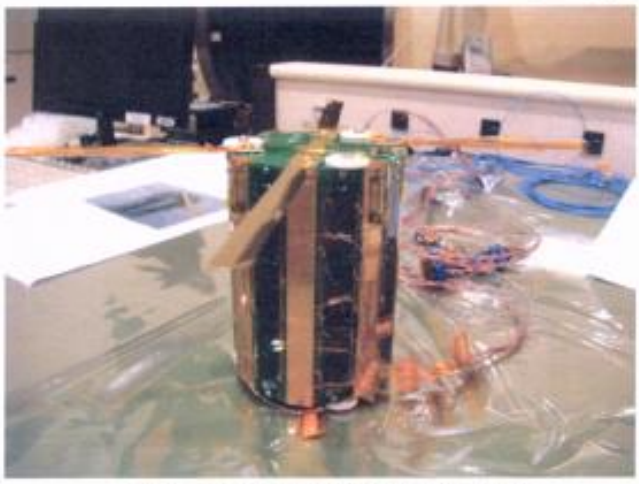


Figure 3 - Thermocouples positioned for FM's TVT.

4.5 DATA MONITORING & ACQUISITION SYSTEM

The equipments used for temperature data acquisition:

Scanner : Agilent 34980A (1)

Internal Model: 34921T (1)

PC : Pentium (R) 4CPU 3,20 GHz 1G RAM (7)

Softwares DATAqs, DATAView and DATACalc.

The equipments used for pressure data:

Active Pirani Gauge – Model: APG10-XLC – Manufacturer: Edwards

Wide Range Gauge – Model: WRG-S – Manufacturer: Edwards

The data acquisition was carried out every 30s and recorded on the computer. The monitoring process was obtained by using screens and printers.

5 TEST DESCRIPTION

This test was composed according to the following specification:

Thermal Vacuum Test – FM model:

Chamber pressure: $\leq 10^{-5}$ Torr
Number of cycles: 3
Hot soak temperatures: +60°C (-0°C/+3°C)
Cold soak temperatures: -15°C (-3°C/+0°C)
Duration in each soak:
- Hot: 30 minutes
- Cold: 20 minutes

Limits for the rate of temperature change on the specimen: ≤ 1.5°C/min

6 RESPONSIBILITIES

The LIT/INPE staff was responsible for the following activities:

In the preparation:

- supply the mechanical interface;
- install and remove the thermocouples on specimen;
- install and remove the specimen from TVC;

During the test execution:

- ensure vacuum conditioning in TVC as ≤ 1.33 x 10-2 Pa ($1{,}33 \times 10^{-4}$ mbar)
- ensure the pressure drop duration: not less than 10 minutes;
- measuring, presenting and storing the pressure data;

The **customer** team was responsible for the electro-electronic functioning and verification tests on the specimen.

7 TEST ANOMALIES

No test anomalies were reported during the execution of this test.

8 CONTAMINATION ANALYSIS REPORT

Chemical contamination analysis of the Thermal Vacuum Chamber was performed by LIT's Contamination Analysis Laboratory by using the method of Infrared Spectrometry on witness plates. No chemical contamination was detected. For more details, see document [4] at LIT Central Documentation.

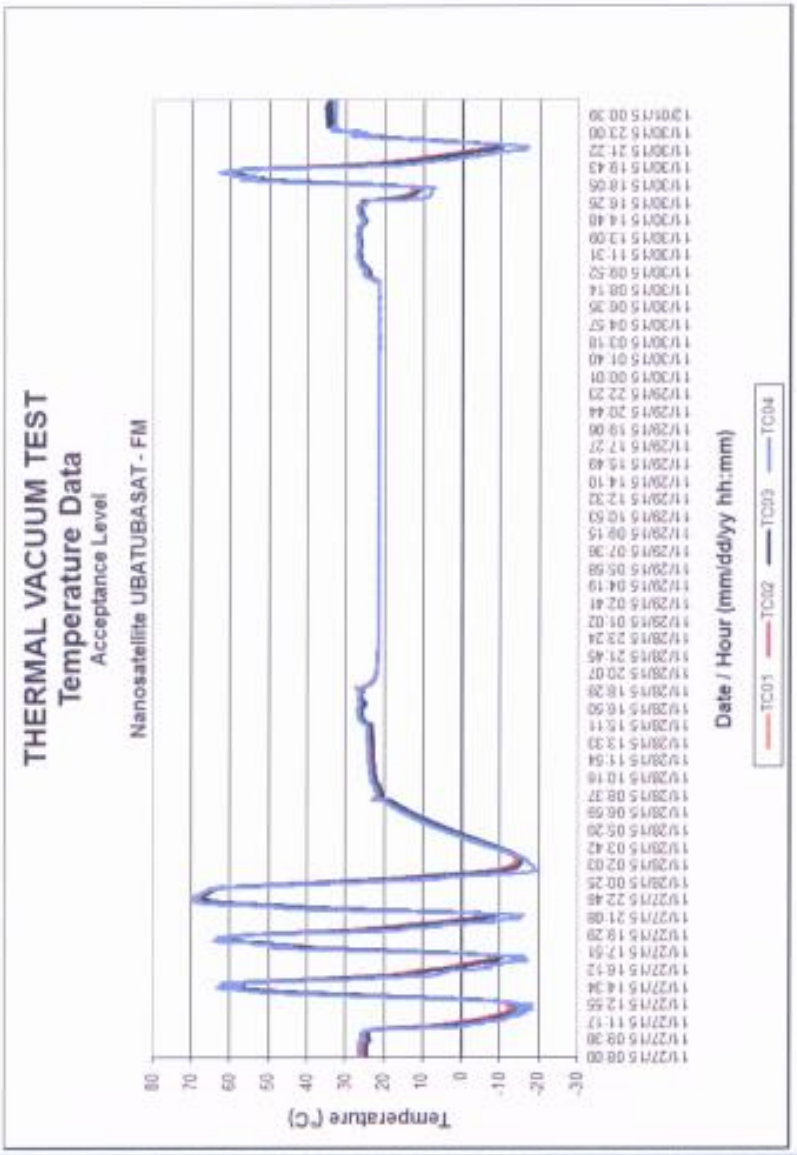
9 RESULTS

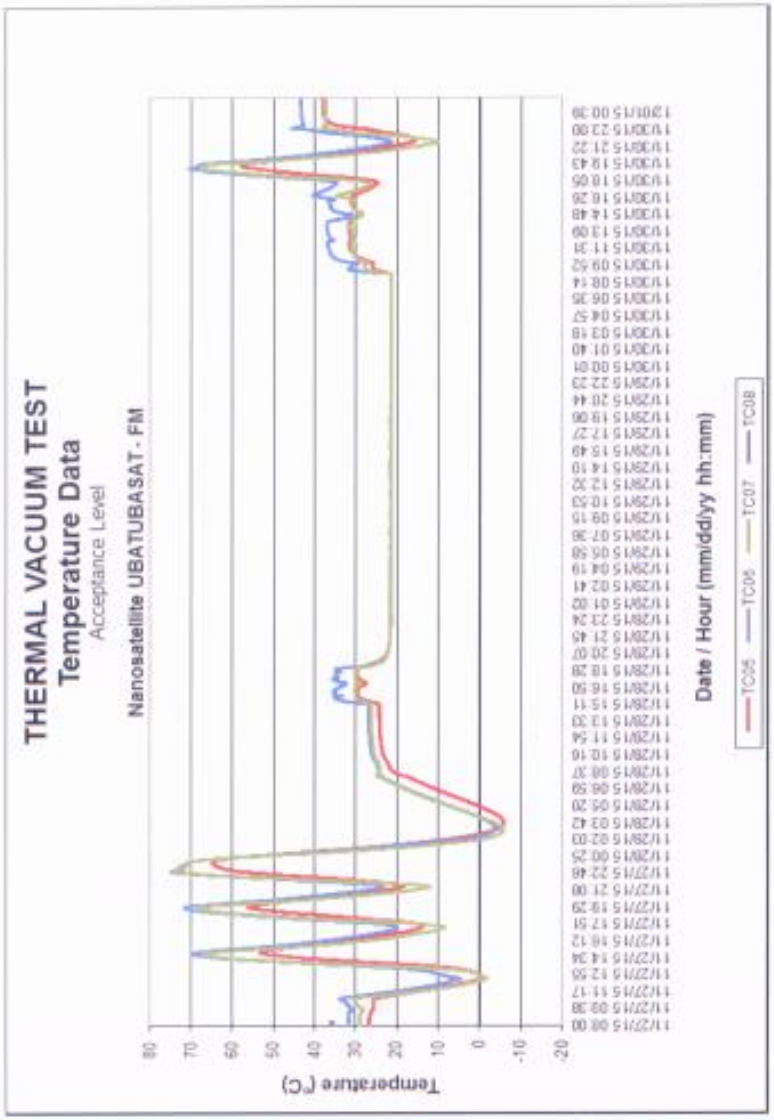
The Thermal Vacuum Test, in Acceptance Level, of for the UBATUBASAT Pico Satellite Tancredo I – PFM spacecraft, began at 09:43h on November 27th and finished at 10:09h on November 28th, 2015. Afterwards, the Thermal Vacuum Test began at 14:48h on November 30th and finished at 02:12h on December 01st, 2015.

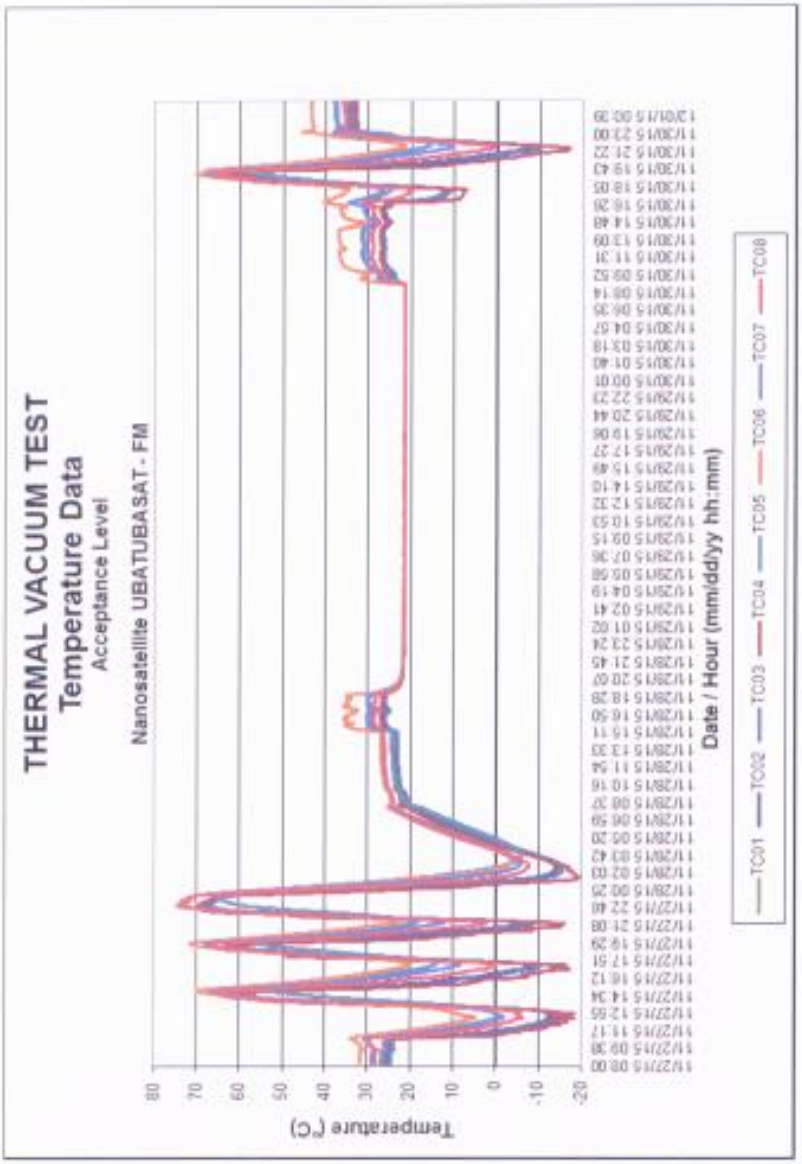
The complete data results are stored in medias. If interested, the reader should contact LIT for more information. In this report, the temperature and pressure data are presented by graphics. These are presented in sequence.

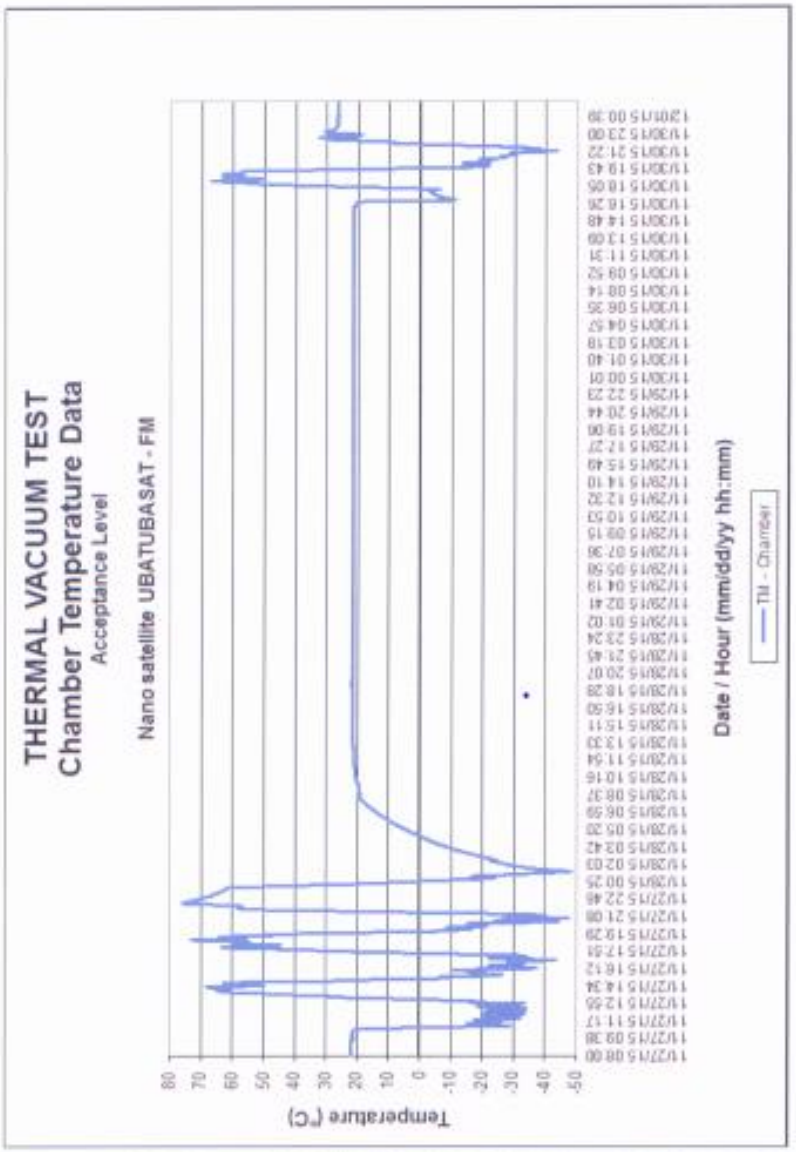
**

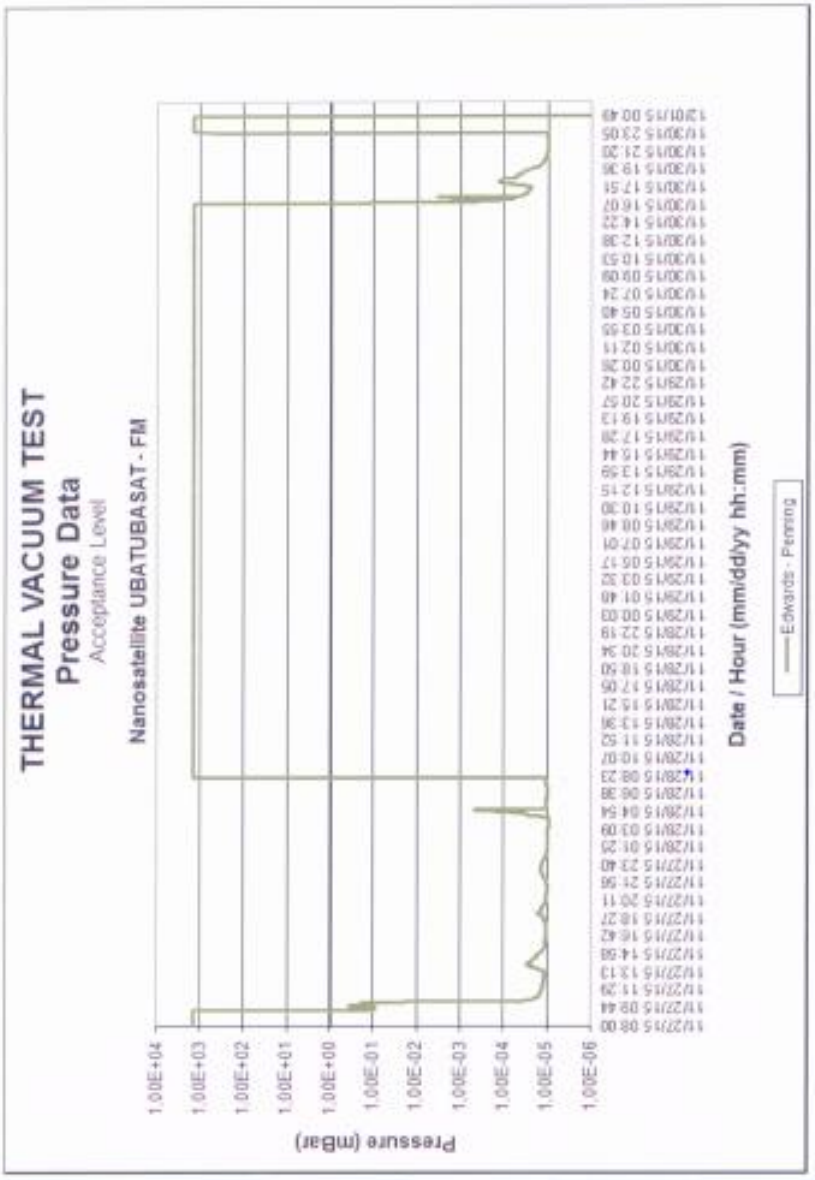
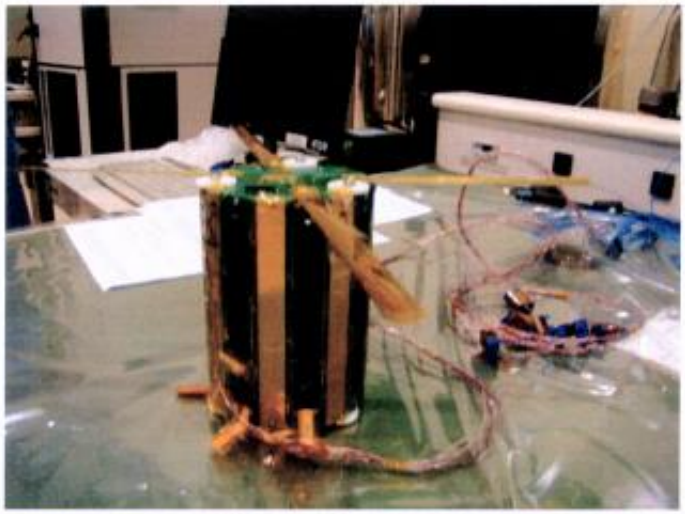
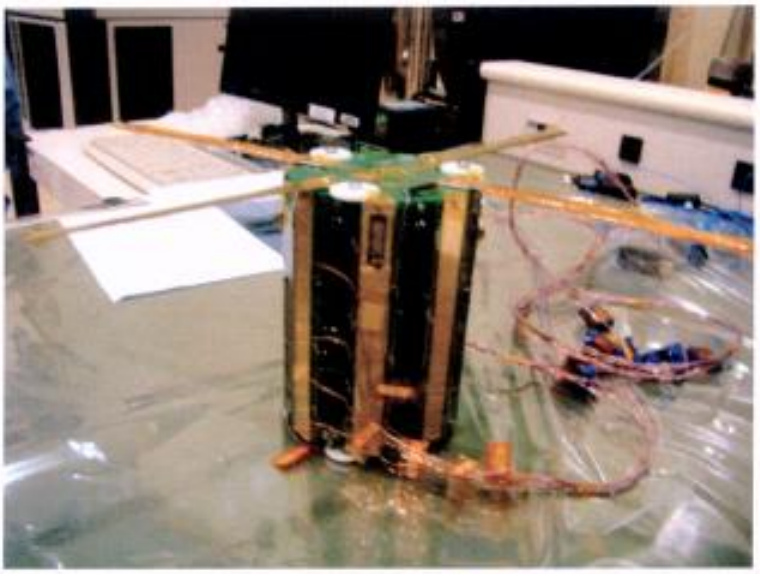
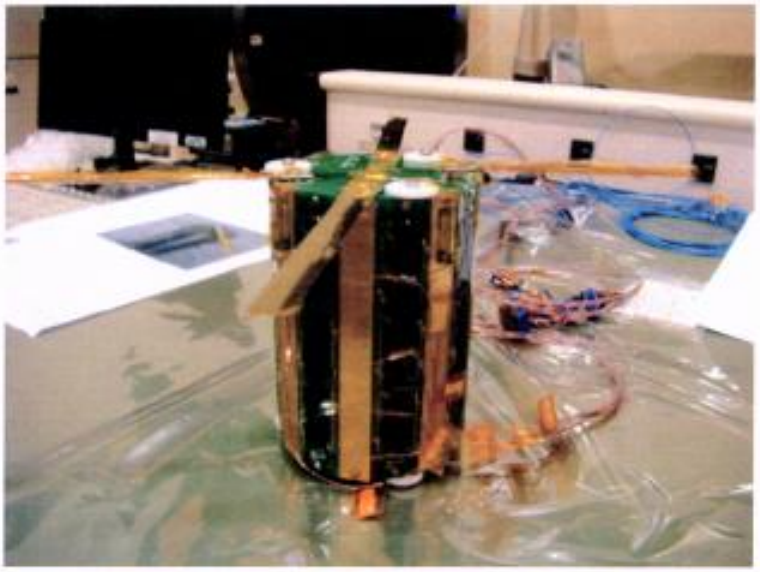
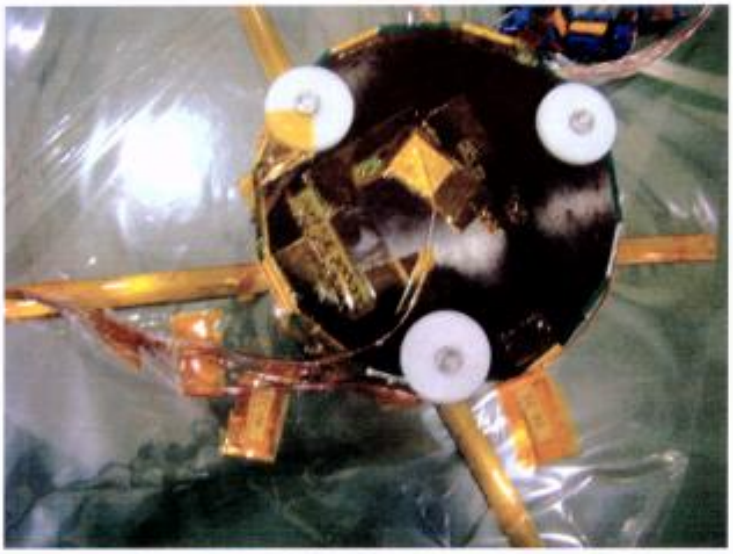
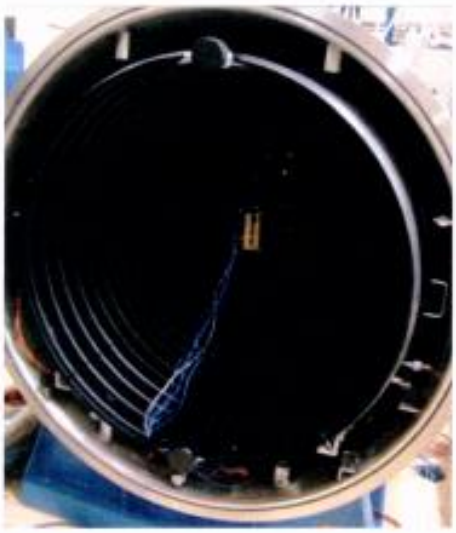
10 GRAPHIC DATA – FLIGHT MODEL




THERMAL VACUUM TEST
Temperature Data
Acceptance Level
Nanosatellite UBATUBASAT - FM
Temperature (°C)
80
70
60
50
40
30
20
10
0
-10
-20
Date / Hour (mm/dd/yy hh:mm)
TC05
TC06
TC07
TC08


THERMAL VACUUM TEST
Temperature Data
Acceptance Level
Nanosatellite UBATUBASAT - FM
Temperature (°C)
80
70
60
50
40
30
20
10
0
-10
-20
Date / Hour (mm/dd/yy hh:mm)
TC01
TC02
TC03
TC04
TC05
TC06
TC07
TC08


THERMAL VACUUM TEST
Chamber Temperature Data
Acceptance Level
Nano satellite UBATUBASAT - FM
Temperature (°C)
80
70
60
50
40
30
20
10
0
-10
-20
-30
-40
-50
Date / Hour (mm/dd/yy hh:mm)
TM - Chamber


THERMAL VACUUM TEST
Pressure Data
Acceptance Level
Nanosatellite UBATUBASAT - FM
Pressure (mBar)
1.00E+04
1.00E+03
1.00E+02
1.00E+01
1.00E+00
1.00E-01
1.00E-02
1.00E-03
1.00E-04
1.00E-05
1.00E-06
Date / Hour (mm/dd/yy hh:mm)
Edwards - Penning

11 PICTURES – ENGINEERING MODEL