



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

sid.inpe.br/mtc-m21d/2023/09.29.16.15-RPQ

HISTÓRICO E REALIZAÇÕES DA DIVISÃO DE ELETRÔNICA AEROESPACIAL

Fabício de Novaes Kucinskis
Marcio Afonso Arimura Fialho
Fernando Antonio Pessotta
Carlos Felipe Soriano Freire
Lúcio Cividanes

DIVISÃO DE ELETRÔNICA AE-
ROESPACIAL - DEA-001/2014
V1.3

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/49TC5ML>>

INPE
São José dos Campos
2023

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)
Divisão de Biblioteca (DIBIB)
CEP 12.227-010
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/7348
E-mail: pubtc@inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):**Presidente:**

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

Membros:

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



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

sid.inpe.br/mtc-m21d/2023/09.29.16.15-RPQ

HISTÓRICO E REALIZAÇÕES DA DIVISÃO DE ELETRÔNICA AEROESPACIAL

Fabício de Novaes Kucinskis
Marcio Afonso Arimura Fialho
Fernando Antonio Pessotta
Carlos Felipe Soriano Freire
Lúcio Cividanes

DIVISÃO DE ELETRÔNICA AE-
ROESPACIAL - DEA-001/2014
V1.3

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/49TC5ML>>

INPE
São José dos Campos
2023



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](#).

REGISTRO DE PROPRIEDADES DO DOCUMENTO
Histórico e Realizações da Divisão de Eletrônica Aeroespacial

CÓDIGO	DATA	VERSÃO	PÁGINAS	ESTADO
DEA-001/2014 v1.3	Julho/2014	1.3	101	Desenvolvimento

AUTORES E CONTRIBUINTES:

NOME	CONTATO	PARTICIPAÇÃO	DATA
Fabrizio de Novaes Kucinskis	fabrizio.kucinskis@inpe.br	Redator do documento	24/09/2014
Marcio Afonso Arimura Fialho	marcio.fialho@inpe.br	Revisor (ELETRO-ÓPTICA)	10/04/2014
Fernando Antonio Pessotta	fernando.pessotta@inpe.br	Revisor (SUBORD)	07/10/2013
Carlos Felipe Soriano Freire	carlos.freire@inpe.br	Revisor (SUPRI)	07/03/2014
Lúcio Cividanes	lucio.cividanes@inpe.br	Revisor (TELEC)	22/11/2013

APROVAÇÃO:

NOME	CONTATO	FUNÇÃO	ASSINATURA	DATA
Mário Luiz Selingardi	mario.selingardi@inpe.br	Chefe da DEA		24/09/2014

Este documento é de propriedade do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e não pode ser reproduzido, no todo ou em parte, nem tampouco transmitidas suas informações a terceiros sem prévia autorização do INPE.

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

Avenida dos Astronautas, 1758
Jardim da Granja, CEP 12227-010
São José dos Campos – SP – Brasil
+55 12 3208-6000

HISTÓRICO DE REVISÕES:

VERSÃO	DESCRIÇÃO	AUTORES	DATA
0	Início da redação do documento.	FNK	05/09/2013
0	Envio para revisão pelo SUBORD.	FNK	07/10/2013
0	Envio para revisão pelo TELEC.	FNK	22/11/2013
0	Envio para revisão pelo SUPRI.	FNK	07/03/2014
0	Envio para revisão pelo ELETRO-ÓPTICA.	FNK	10/04/2014
1.0	Emissão da primeira versão.	FNK	31/07/2014
1.1	Pequenas correções aplicadas aos itens 3.1 e 4.2.6.7.	FNK	05/08/2014
1.2	Substituição de fotos por versões melhores. Adição de informações quanto ao SACI-2, nos itens 3.3 e 6.2.3.1.	FNK	24/09/2014
1.3	Substituição de fotos por versões melhores. Pequenas correções ortográficas e de digitação.	FNK	???

	Correção aplicada ao período citado no item referente às antenas de microfita. Adição de informações e foto aos transponders do SCD-1. Adição de referências ao CBERS-4A. Adição de fotos e informações referentes à câmera Cartola. Adição de referência ao uso, pelo Amazonia-1, na segunda geração da câmera WFI.		
--	---	--	--

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	13
1.1	OBJETIVO.....	13
1.2	ESCOPO	13
1.3	AUDIÊNCIA	13
1.4	ABREVIATURAS E SIGLAS.....	13
1.5	ESTRUTURA DO DOCUMENTO.....	18
2	A DIVISÃO DE ELETRÔNICA AEROESPACIAL	19
2.1	PROPÓSITO E ORGANIZAÇÃO DA DEA	19
2.2	HISTÓRICO DA DEA E SEUS GRUPOS.....	19
3	PROGRAMAS DE SATÉLITES DO INPE.....	23
3.1	MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA.....	23
3.2	PROGRAMA CBERS.....	24
3.3	SATÉLITES CIENTÍFICOS E TECNOLÓGICOS.....	26
3.4	PLATAFORMA MULTIMISSION.....	28
4	O GRUPO DE ELETRO-ÓPTICA.....	31
4.1	SOBRE O ELETRO-ÓPTICA.....	31
4.2	PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS	31
4.2.1	Missão Espacial Completa Brasileira (MECB)	31
4.2.1.1	Sensores Solares Digitais dos SCD-1, 2A e 2	31
4.2.1.2	Sensor de Horizonte do SSR-1	33
4.2.1.3	Sensores Solares Digitais do SSR-1	33
4.2.1.4	Sensores Solares Analógicos do SSR-1	34
4.2.1.5	Câmera Imageadora do SSR-1	35
4.2.2	Programa CBERS.....	36
4.2.2.1	Câmera WFI do CBERS-1, 2 e 2B.....	36
4.2.2.2	Câmera WFI do CBERS-3, 4 e 4A.....	37
4.2.2.3	Câmera MUX do CBERS-3, 4 e 4A	39
4.2.3	Satélites Científicos e Tecnológicos.....	40
4.2.3.1	Sensores Solares Analógicos do SACI-1 e 2	40
4.2.4	Plataforma Multimissão	41
4.2.4.1	Câmera AWFI do Amazonia-1.....	41
4.2.5	Participação em Projetos com a NASA	42
4.2.5.1	Brazilian Remote Sensing Experiment (BRESEX)	42
4.2.5.2	CCD Imaging Instrument Experiment (CIMEX).....	43
4.2.6	Projetos de Pesquisa e Desenvolvimento	44
4.2.6.1	Termo-Linha	44
4.2.6.2	Radiômetro e Temporizador para o Balão Estratosférico PEROBA.....	44
4.2.6.3	Espectrorradiômetro CCD	45
4.2.6.4	Câmera Cartola.....	46
4.2.6.5	Scanner Infravermelho	47
4.2.6.6	Sensor de Estrelas CCD.....	48
4.2.6.7	Sensor de Estrelas Autônomo	49
5	O GRUPO DE SUPERVISÃO DE BORDO	53
5.1	SOBRE O SUBORD	53
5.2	PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS	53
5.2.1	Missão Espacial Completa Brasileira (MECB)	53
5.2.1.1	Computadores de Bordo dos SCD-1, 2A e 2	53
5.2.1.2	Codificador Direto de Telemetria dos SCD-1, 2A e 2.....	55
5.2.1.3	Computador de Supervisão de Bordo do SSR-1	56

5.2.2	Programa CBERS.....	57
5.2.2.1	Computadores de OBDH da primeira e segunda geração dos CBERS.....	57
5.2.2.2	Computadores de AOCC da primeira e segunda geração dos CBERS	58
5.2.2.3	Digital Data Recorder dos CBERS-3, 4 e 4A	59
5.2.3	Satélites Científicos e Tecnológicos.....	61
5.2.3.1	On-Board Computer do SACI-1 e 2.....	61
5.2.3.2	Brazilian Payload Computer do FBM.....	62
5.2.4	Plataforma Multimissão	63
5.2.4.1	Computador de OBDH do Amazonia-1.....	63
5.2.4.2	Digital Data Recorder do Amazonia-1	65
5.2.5	Participação em Projetos com a NASA.....	66
5.2.5.1	Unidade Aviônica do Express Pallet Control Assembly (ExPCA) da Estação Espacial Internacional (ISS)	66
5.2.6	Projetos de Pesquisa e Desenvolvimento	67
5.2.6.1	Microcomputador de Bordo do Balão Estratosférico PEROBA	67
5.2.6.2	Computador Avançado de ACDH (COMAV)	67
6	O GRUPO DE SUPRIMENTO DE ENERGIA	71
6.1	SOBRE O SUPRI.....	71
6.2	PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS	71
6.2.1	Missão Espacial Completa Brasileira (MECB)	71
6.2.1.1	Subsistema de Suprimento de Energia dos SCD-1, 2A e 2	71
6.2.1.2	Aircraft Support Equipment para o SCD-1 e 2.....	73
6.2.1.3	Power Conditioning Unit do SSR-1	73
6.2.2	Programa CBERS.....	74
6.2.2.1	Power Supply Subsystem da primeira e segunda geração dos CBERS.....	74
6.2.3	Satélites Científicos e Tecnológicos.....	76
6.2.3.1	Power Supply Subsystem do SACI-1 e 2	76
6.2.3.2	Subsistema de Suprimento de Energia do SATEC	78
6.2.4	Plataforma Multimissão	79
6.2.4.1	Power Supply Subsystem do Amazonia-1	79
6.2.4.2	Painéis Solares do Lattes-1	80
6.2.5	Participação em Projetos com a NASA.....	81
6.2.5.1	Unidade Aviônica do Express Pallet Control Assembler (ExPCA) da Estação Espacial Internacional (ISS).....	81
7	O GRUPO DE TELECOMUNICAÇÕES	83
7.1	SOBRE O TELEC.....	83
7.2	PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS	83
7.2.1	Missão Espacial Completa Brasileira (MECB)	83
7.2.1.1	Subsistema TMTC dos SCD-1, 2A e 2	83
7.2.1.2	Transponder de Coleta de Dados dos SCD-1, 2A e 2.....	85
7.2.2	Programa CBERS.....	87
7.2.2.1	Subsistema TTCS da primeira e segunda geração dos CBERS	87
7.2.2.2	Subsistema DCS da primeira e segunda geração dos CBERS.....	88
7.2.2.3	Subsistema MWT dos CBERS 3, 4 e 4A.....	89
7.2.3	Satélites Científicos e Tecnológicos.....	90
7.2.3.1	Communication Subsystem dos SACI-1 e 2	90
7.2.3.2	Receptor GPS do SATEC.....	91
7.2.3.3	Transmissor em Banda S para o Receptor GPS do SATEC	92
7.2.4	Plataforma Multimissão	93
7.2.4.1	Subsistema TT&C do Amazonia-1.....	93
7.2.4.2	Subsistema AWDT do Amazonia-1	94

7.2.5	Participação em Projetos com a NASA	95
7.2.5.1	Humidity Sounder for Brazil (HSB)	95
7.2.6	Participação em Projetos de Estações Terrenas	97
7.2.6.1	Estação Terrena para Satélites de Telecomunicações	97
7.2.6.2	Down Converter e Alimentador com Dupla Polarização para Estação de Recepção em Banda S.....	97
7.2.7	Projetos de Pesquisa e Desenvolvimento	98
7.2.7.1	Antenas de Microfita.....	98
7.2.7.2	Modulador UQPSK em Banda S.....	99
7.2.7.3	Transmissor QPSK em Banda X.....	99
7.2.7.4	Filtro Helicoidal em 401 MHz	100

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 – Realocações dos grupos de competência na Engenharia do INPE até a criação da DEA	21
Figura 2 – Satélites de Coleta de Dados SCD-1 (esq.) e SCD-2 (dir)	23
Figura 3 – Satélite de Sensoriamento Remoto CBERS-2B (primeira geração)	25
Figura 4 – Satélite de Sensoriamento Remoto CBERS-3 (segunda geração)	26
Figura 5 – Satélite Científico SACI-1	27
Figura 6 – Satélite Científico SACI-2	27
Figura 7 – Satélite Tecnológico SATEC	28
Figura 8 – Satélite de Sensoriamento Remoto Amazonia-1	29
Figura 9 – Linha do Tempo da Participação do Grupo de Eletro-Óptica em Missões Institucionais	31
Figura 10 – Protótipo do detector (esq.) e Sensor Solar Digital (dir.) dos SCDs	32
Figura 11 – Modelo de Voo do Sensor Solar Digital do SCD-1 em testes com o Simulador Solar	32
Figura 12 – Sensor de Horizonte do SSR-1	33
Figura 13 – Protótipo do detector solar montado sobre placa de testes (esq.) e eletrônica com cabeça óptica (dir.) do Sensor Solar Digital do SSR-1	34
Figura 14 – Elemento sensor dos Sensores Solares Analógicos do SSR-1	35
Figura 15 – Modelo de Engenharia e Qualificação da câmera WFI do CBERS-2.....	37
Figura 16 – Modelo de Engenharia da WFI do CBERS-3	38
Figura 17 – Cabeça óptica da Câmera MUX do CBERS-3 (acima) e suas unidades eletrônicas MCTU e PEU (abaixo)	39
Figura 18 – Modelo de Voo de Sensor Solar Analógico do SACI-1.....	40
Figura 19 – Modelo de Engenharia da OEB da Câmera AWFI do Amazonia-1 (sem baffle)	41
Figura 20 – Protótipo do Camera Electronics Package do CIMEX.....	43
Figura 21 – Termo-Linha	44
Figura 22 – Espectrorradiômetro CCD	45
Figura 23 – Câmera Cartola	46
Figura 24 – Campanha de teste em voo e umas das imagens adquiridas, que mostra a região entre o ribeirão Vidoca, à esquerda, e o campus do CTA, à direita.	46
Figura 25 - Scanner Infravermelho.....	48
Figura 26 – Protótipo do Sensor de Estrelas CCD	49
Figura 27 – Modelo de engenharia do Sensor de Estrelas Autônomo	50
Figura 28 – Simulador de Estrelas para o SEA (esq.) e sua esfera integradora (dir.).....	51
Figura 29 – Linha do Tempo da Participação do Grupo de Supervisão de Bordo em Missões Institucionais	53
Figura 30 – UPD/C (esq.) e UPC do SCD-1	54
Figura 31 – CODIR do SCD-1	55
Figura 32 – Protótipo de placa de memória do Computador de Supervisão de Bordo do SSR-1	56
Figura 33 – RTUs e CTU do CBERS-2.....	57
Figura 34 – AOCC do CBERS-2B (à esquerda, preto) e suas LTUs	59
Figura 35 – Equipamentos SSR e DSS, componentes do Subsistema DDR do CBERS-3, 4 e 4A	60
Figura 36 – Modelo de Engenharia de Frame do OBC do SACI.....	61

Figura 37 – Modelo de Engenharia do Brazilian Payload Computer do FBM	62
Figura 38 – Placa de aquisição analógica e de termistores da FIOG do MV do OBDH do Amazonia-1.....	64
Figura 39 – Solid State Recorder do DDR do Amazonia-1.....	65
Figura 40 – Modelo de Engenharia do Computador de ACDH COMAV	68
Figura 41 – Software de Monitoramento e Controle do COMAV	70
Figura 42 - Linha do Tempo da Participação do Grupo de Suprimento de Energia em Missões Institucionais	71
Figura 43 – Modelo de Voo da Unidade de Distribuição de Potência do SCD-1	72
Figura 44 – Modelo de Qualificação da PCU do SSR-1	74
Figura 45 – Modelo de Qualificação do BDR do CBERS-2B (esq.), com seus seis módulos de condutância (dir.)	75
Figura 46 – Painéis Solares do CBERS-3 em testes.....	76
Figura 47 – Painéis solares do SACI-1 (esq.) e SACI-2 (dir.).....	77
Figura 48 – Modelo de Voo do SATEC com Bateria (esq., caixa preta) e PCU (dir., caixa dourada)	78
Figura 49 – PCDU do Amazonia-1.....	80
Figura 50 – Linha do Tempo da Participação do Grupo de Telecomunicações em Missões Institucionais	83
Figura 51 – Protótipo do Transmissor do TMTC do SCD-1 (esq.) e Decodificador de Telecomandos do SCD-2 (dir.).....	84
Figura 52 – Modelo de Qualificação do Transponder de Coleta de Dados do SCD-1.....	85
Figura 53 – Antenas de Coleta de Dados (helicoidal e monopolos) dos SCD's.....	86
Figura 54 – TTCS do CBERS 3, 4 e 4A.....	87
Figura 55 – Transmissor UHF (esq.) e Antena em Banda S (dir.) do Subsistema DCS do CBERS-3, 4 e 4A.....	89
Figura 56 – Modelo de Engenharia do MWT (esq.) e Antena em Banda X (dir.) do CBERS 3, 4 e 4A.....	90
Figura 57 – Communication Subsystem do SACI-1	91
Figura 58 – Placa GPS (esq.) e Modelo de Qualificação (dir.) do Receptor GPS do SATEC.....	92
Figura 59 – Transmissor em Banda S do TT&C do SATEC	93
Figura 60 – Transponder em Banda S do TT&C do Amazonia-1	94
Figura 61 – Modelo de Engenharia do Subsistema AWDT do Amazonia-1	95
Figura 62 – HSB do satélite EOS Aqua	96
Figura 63 – Amplificadores SSPA desenvolvidos para a Estação Terrena em Banda C (4/6 GHz)	97
Figura 64 – Down Converter da Estação de recepção em Banda S (2267,52 MHz/70 MHz) ..	98
Figura 65 – Rede Planar de Antenas de Microfita (esq.) e Antena de Microfita com Polarização Circular (dir.)	99
Figura 66 – Modulador do Transmissor QPSK em Banda X	100
Figura 67 – Blindagem superior (acima) e bobinas (abaixo) do Filtro Helicoidal em 401 MHz	100

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1 – Contribuições da DEA para os Satélites de Coleta de Dados	24
Tabela 2 – Contribuições da DEA para o SSR-1	24
Tabela 3 – Contribuições da DEA para os Satélites CBERS.....	26
Tabela 4 – Contribuições da DEA para os Satélites Científicos e Tecnológicos	28
Tabela 5 – Contribuições da DEA para os Satélites da Plataforma Multimissão	29
Tabela 6 – Principais características da Câmera Imageadora do SSR-1	35
Tabela 7 - Principais características da WFI-1 dos CBERS-1, 2 e 2B.....	36
Tabela 8 - Principais características da WFI dos CBERS-3, 4 e 4A (também Amazonia-1).....	38
Tabela 9 - Principais características da MUX dos CBERS-3, 4 e 4A	40
Tabela 10 - Principais características da AWFI do Amazonia-1	42
Tabela 11 - Principais características da BRESEX	42
Tabela 12 - Principais características da câmera Cartola	47
Tabela 13 - Principais características do Scanner Infravermelho	47
Tabela 14 - Principais características do Sensor de Estrelas CCD	49
Tabela 15 – Principais características do Sensor de Estrelas Autônomo	51
Tabela 16 - Principais características do Computador de Bordo do SCD-1	54
Tabela 17 - Principais características do Computador de Bordo do SSR-1.....	57
Tabela 18 - Principais características do Subsistema de OBDH dos CBERS-3, 4 e 4A.....	58
Tabela 19 - Principais características do HW do AOCC dos CBERS-3, 4 e 4A.....	59
Tabela 20 - Principais características do Subsistema DDR dos CBERS-3, 4 e 4A.....	60
Tabela 21 - Principais características do OBC dos SACI.....	62
Tabela 22 - Principais características do BPM do FBM	63
Tabela 23 - Principais características do Computador de OBDH do Amazonia-1.....	64
Tabela 24 - Principais características do Subsistema DDR do Amazonia-1	65
Tabela 25 - Principais características computacionais e de interface do ExPCA da ISS.....	66
Tabela 26 - Principais características do COMAV.....	68
Tabela 27 - Principais características do Subsistema de Suprimento de Energia dos SCDs	72
Tabela 28 - Principais características do Power Supply Subsystem dos CBERS.....	75
Tabela 29 - Principais características do PSS dos SACI.....	77
Tabela 30 - Principais características do PSS do SATEC	79
Tabela 31 - Principais características do PSS do Amazonia-1	80
Tabela 32 - Principais características de suprimento de energia do ExPCA da ISS.....	81
Tabela 33 - Principais características do Subsistema TMTC dos SCDs.....	84
Tabela 34 - Principais características do Transponder de Coleta de Dados dos SCDs.....	87
Tabela 35 - Principais características do TTCS do CBERS 3, 4 e 4A	88
Tabela 36 - Principais características do DCS do CBERS 3, 4 e 4A.....	89
Tabela 37 - Principais características do MWT do CBERS 3, 4 e 4A	90
Tabela 38 - Principais características do Communication Subsystem do SACI-1 e 2.....	91
Tabela 39 - Principais características do Receptor GPS do SATEC	92
Tabela 40 - Principais características do TT&C do Amazonia-1	94
Tabela 41 - Principais características do AWDT do Amazonia-1.....	95
Tabela 42 - Principais características do HSB do satélite EOS Aqua	96
Tabela 43 - Principais características do Filtro Helicoidal de 401 MHz.....	101

1 INTRODUÇÃO

1.1 OBJETIVO

O presente documento, redigido por ocasião dos 25 anos da criação da Divisão de Eletrônica Aeroespacial (DEA), pertencente à Coordenação Geral de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE) do INPE, tem por objetivo resgatar o histórico da Divisão e suas principais contribuições para o Programa Espacial Brasileiro.

Tal histórico foi levantado a partir de informações coletadas em diversos relatórios técnicos da Divisão, relatórios administrativos da ETE e do INPE, currículos Lattes de servidores e ex-servidores, websites, apresentações e entrevistas com servidores e ex-servidores da DEA, que também revisaram, completaram e corrigiram as informações aqui constantes.

Por ser esta uma característica marcante da DEA, as contribuições aqui descritas são apresentadas em termos de produtos e subsistemas entregues para as missões do INPE, destacando suas características técnicas, inovações com relação a projetos anteriores e participação dos grupos componentes da DEA em cada projeto.

1.2 ESCOPO

O relatório apresenta sumariamente as principais contribuições da DEA para o Programa Espacial Brasileiro, não se propondo a ser uma compilação completa de todos os projetos desenvolvidos ou em desenvolvimento na Divisão.

Outras atividades realizadas pela DEA, tais como a capacitação de recursos humanos em atividades técnicas e acadêmicas e a colaboração com as equipes de Sistema do INPE, estão fora do escopo do presente relatório.

São apresentadas as principais características técnicas de cada produto ou subsistema sem, entretanto, entrar em detalhes dos mesmos.

1.3 AUDIÊNCIA

Este documento é destinado aos servidores da ETE, podendo também ser utilizado como base para a composição de material de divulgação sobre a DEA.

1.4 ABREVIATURAS E SIGLAS

ACDH	Attitude Control and Data Handling
AEB	Agência Espacial Brasileira
AOC	Attitude and Orbit Control
AOCC	CBERS Attitude and Orbit Control Computer
AOCS	Attitude and Orbit Control Subsystem
ASE	Aircraft Support Equipment

AWDT	AWFI Data Transmitter
AWFI	Advanced Wide-Field Imager
BCC	Battery Charge Controller
BCHC	Battery Charge and Heater Controller
BCR	Battery Charge Regulator
BDR	Battery Discharge Regulator
BHC	Battery Heater Controller
BICE	Beijing Institute of Control Engineering
BISSP	Brazilian International Space Station Program
BOL	Beggining of Life
BPC	FBM Brazilian Payload Computer
BPSK	Binary Phase-Shift Keying
BRESEX	Brazilian Remote Sensing Experiment
BSR	Battery Switching Regulator
CAST	China Academy of Space Technology
CBERS	China-Brazil Earth Resources Satellite
CCD	Charged-Couple Device
CCS	Centro de Controle de Satélites
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
CEP	CIMEX Camera Electronics Package
CIMEX	CCD Imaging Instrument Experiment
CODIR	Codificador Direto de Telemetria dos SCD
COMAV	Computador Avançado
CPLD	Complex Programmable Logic Device
CRC	Cyclic Redundancy Check
CSB	Computador de Supervisão de Bordo do SSR-1
CTU	CBERS Central Terminal Unit
DAT	Departamento de Aplicações Tecnológicas
DCA	Departamento de Computação Aplicada
DCG	Departamento de Controle e Guiagem
DCS	CBERS Data Collecting Subsystem
DDR	Digital Data Recorder (CBERS e Amazonia-1)
DEA	Divisão de Eletrônica Aeroespacial
DEN	Departamento de Energia Espacial
DEO	Departamento de Sistemas Eletro-Ópticos
DL1	Departamento de Eletrônica 1
DL2	Departamento de Eletrônica 2
DMC	Divisão de Mecânica Espacial e Controle
DR	Documento de Referência

DRAM	Dynamic Random Access Memory
DSE	Divisão de Suprimento de Energia
DSS	Divisão de Sistemas de Solo
DSS	DDR Digital Signal Switch
DT	CBERS Data Transmitter
DTI	Departamento de Telecomunicações e Instrumentação
DTL	Departamento de Telecomunicações
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EDAC	Error Detection and Correction
EEPROM	Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory
ELETRO-ÓPTICA	Grupo de Eletro-Óptica
EOL	End Of Life
EOS	Earth Observing System
ESA	European Space Agency
ETE	Coordenação Geral de Engenharia e Tecnologia Espaciais
ExPCA	ISS Express Pallet Control Assembly
FAPESP	Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo
FBM	French-Brazilian Microsatellite
FDIR	Fault Detection, Isolation and Recovery
FINEP	Financiadora de Estudos e Projetos
FIOG	Functional Input/Output Group
FPGA	Field-Programmable Gate Array
FUNBEC	Fundação Brasileira para o Desenvolvimento do Ensino de Ciências
GPS	Global Positioning System
HR	CBERS High-Resolution Camera
HSB	Humidity Sounder for Brazil
HW	Hardware
HW-DT	CBERS High-Resolution and WFI Cameras Data Transmitter
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
IR	Infrared
IRMSS	CBERS Infrared Multispectral Scanner Subsystem
ISS	International Space Station
LCD	Liquid-Crystal Display
LED	Light Emitting Diode
LME	Laboratório de Microeletrônica da Escola Politécnica da USP
LTU	CBERS Local Terminal Unit
MAD	Módulo de Aquisição de Dados do CSB
MASCO	Máscara Codificada
MCP	Módulo Central de Processamento do CSB

MCTU	MUX Mechanisms and Thermal Control Unit
ME	Modelo de Engenharia
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
MMP	Módulo de Memória Principal do CSB
MOD	WFI Modulator
MPC	Módulo de Potência e Chaveamento do CSB
MPL	Módulo de Pulsos Liga/Desliga do CSB
MPPT	Maximum Power Point Tracker
MQ	Modelo de Qualificação
MTT	Módulo de Telecomando e Telemetria do CSB
MUX	CBERS Multispectral Camera Subsystem
MV	Modelo de Voo
MWT	MUX and WFI Data Transmitter Subsystem
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBC	On-board Computer
OBDA	CIMEX Optical Block and Detection Assembly
OBDH	On-Board Data Handling
OBT	On-Board Time
OEB	Optical Electronics Block (WFI, WFI-2, AWFI)
OH	MUX Optical Head
OMB	WFI Opto-Mechanical Blocks
P&D	Pesquisa e Desenvolvimento
PAN	Panchromatic Multispectral Camera Subsystem
PCD	Plataforma de Coleta de Dados
PCDU	Power Conditioning and Distribution Unit
PCU	Power Conditioning Unit
PDR	Preliminary Design Review
PDU	Power Distribution Unit
PEROBA	Plataformas Experimentais com Rastreo Orientado para Balões
PEU	MUX Processing Electronics Unit
PMM	Plataforma Multimissão
PPS	Pulse Per Second
PROM	Programmable Read-Only Memory
PSS	Power Supply Subsystem
PTASE	Programa de Testes de Algoritmos para Sensores de Estrelas
PWM	Pulse-Width Modulation
QPSK	Quadrature Phase-Shift Keying
RAM	Random Access Memory
RANUC	Detector de Radiação Nuclear

RF	Rádio-Frequência
RTEMS	Real-Time Executive for Multiprocessor Systems
RTU	CBERS Remote Terminal Unit
RX	Receiver, Reception
SACI	Satélite de Aplicações Científicas
SADA	Solar Array Drive Assembly
SAR	Synthetic Aperture Radar
SAS	Solar Array Simulator
SATEC	Satélite Tecnológico
SBTS	Sistema Brasileiro de Telecomunicações por Satélite
SCD	Satélite de Coleta de Dados
SDB	CBERS Serial Data Bus
SEA	Sensor de Estrelas Autônomo
SIA	Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial
SMD	Surface Mounted Devices
SMT	Surface-Mount Technology
SPE	WFI Signal Processing Electronics
SPE1	AWFI Signal Processing Electronics
SPE2	AWFI Thermal Control Electronics
SRAM	Static Random Access Memory
SSR	DDR Solid-State Recorder
SSR-1	Satélite de Sensoriamento Remoto
SUBORD	Grupo de Supervisão de Bordo
SUPRI	Grupo de Suprimento de Energia
SW	Software
TC	Telecomando
TELEC	Grupo de Telecomunicações
TM	Telemetria
TMTC	Subsistema de Telemetria e Telecomandos dos SCDs
TT&C	Telemetry, Tracking & Commanding
TTCS	CBERS Telemetry, Tracking and Commanding Subsystem
TX	Transmitter, Transmission
UAI	Unidade de Armazenamento de Imagens da BRESEX
UAT	Unidade de Aquisição e Atuação do COMAV
UHF	Ultra-High Frequency
UPC	Unidade de Processamento e Comunicação do COMAV
UPC	Unidade de Processamento Central dos SCD
UPD/C	Unidade de Processamento Distribuído/Comunicação dos SCD
UQPSK	Unbalanced Quadrature Phase-Shift Keying

UR	Unidade de Reconfiguração do COMAV
USP	Universidade de São Paulo
UTMC	Unidade de Telemetria e Telecomandos do COMAV
VLS	Veículo Lançador de Satélites
WFI	Wide-Field Imaging Camera Subsystem

1.5 ESTRUTURA DO DOCUMENTO

A seção 1 apresenta uma descrição geral do conteúdo do documento, indicando o seu objetivo, escopo, audiência, abreviaturas e estrutura.

A seção 2 contém um breve histórico da criação da DEA, seu propósito na ETE e sua composição.

A seção 3 descreve brevemente os principais programas institucionais de satélites e sumariza a participação dos grupos da DEA nos mesmos.

As seções 4 a 6 apresentam os produtos e subsistemas entregues ou em desenvolvimento pelos grupos componentes da DEA, organizados por programas institucionais.

2 A DIVISÃO DE ELETRÔNICA AEROESPACIAL

2.1 PROPÓSITO E ORGANIZAÇÃO DA DEA

A DEA realiza pesquisa e desenvolve tecnologia em eletrônica aplicada ao campo aeroespacial, concentrada nas áreas de Eletro-Óptica, Supervisão de Bordo, Suprimento de Energia e Telecomunicações – havendo para cada uma dessas áreas um grupo de trabalho composto por servidores altamente experientes e capacitados.

A Divisão tem atuado dentro dos programas de satélites do INPE através do desenvolvimento e/ou gerenciamento da construção de subsistemas e equipamentos com qualificação espacial, e da realização de projetos de desenvolvimento em tecnologia de ponta de interesse das atividades espaciais brasileiras.

A DEA tem forte atuação na implementação de uma política industrial para estabelecimento, manutenção e aperfeiçoamento do setor industrial nacional para a área espacial. Dentro dessa diretriz, grande parte dos equipamentos e subsistemas que compõem os principais programas de plataformas e cargas úteis é desenvolvida em parceria com indústrias brasileiras, cujos contratos são acompanhados por engenheiros da Divisão, responsáveis por orientar tecnicamente o desenvolvimento de produtos.

2.2 HISTÓRICO DA DEA E SEUS GRUPOS

A DEA é composta por quatro grupos de competência: o Grupo de Eletro-Óptica (ELETRO-OPTICA), o Grupo de Supervisão de Bordo (SUBORD), o Grupo de Suprimento de Energia (SUPRI) e o Grupo de Telecomunicações (TELEC). Esses quatro grupos, entretanto, precedem a criação da Divisão.

O TELEC é o mais antigo dos grupos, tendo sido originado do então Departamento de Telecomunicações (DTL), cujas atividades com antenas e equipamentos de comunicação espacial (primeiramente em solo, depois a bordo de satélites) remontam à década de 1970.

A origem do ELETRO-OPTICA, assim como o TELEC, data da década de 1970, quando era então chamado Grupo de Sensores do Departamento de Aplicações Tecnológicas (DAT), havendo sido criado como um desdobramento das primeiras atividades de sensoriamento remoto no país.

O SUBORD foi criado em 1982 no Departamento de Computação Aplicada (DCA). Sua criação visava organizar melhor as atividades em computação de bordo que já ocorriam na DCA desde o final da década de 1970, para o cumprimento da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB).

Também em 1982 foi criada a Divisão de Suprimento de Energia (DSE) dentro do Departamento de Energia Espacial (DEN). Assim como o SUBORD, sua criação visava originalmente atender à MECB. A DSE deu origem ao atual grupo SUPRI.

Na segunda metade da década de 1980 a Diretoria de Engenharia e Tecnologia Espacial do INPE (atual ETE) sofreu algumas reestruturações, para melhor atender às necessidades da MECB.

Em 1986 foi criado o Departamento de Sistemas Eletro-Ópticos (DEO), no qual foram alocados os grupos de Sensores e de Suprimento de Energia.

Em 1988 foi criado o Departamento de Controle e Guiagem (DCG, atual DMC), para o qual foi transferido o SUBORD. O DTL passa a chamar-se Departamento de Telecomunicações e Instrumentação (DTI), recebendo a equipe de Suprimento de Energia. O Grupo de Sensores foi dividido em dois, indo a equipe responsável pelos sensores de atitude para o DCG e a responsável por cargas úteis imageadoras para o DTI.

Uma nova reestruturação ocorreu em 1989, quando foram criados na Engenharia o Departamento de Eletrônica I (DL1), que passou a agregar os quatro atuais grupos da DEA (inclusive novamente reunindo o antigo Grupo de Sensores no atual ELETRO-OPTICA), e o Departamento de Eletrônica II (DL2).

Em 1991, devido a mudanças no organograma do Governo Federal, os Departamentos tornaram-se Divisões. Nessa oportunidade, DL1 e DL2 foram renomeados respectivamente como Divisão de Eletrônica Aeroespacial (DEA) e Divisão de Sistemas de Solo (DSS). Reestruturações posteriores da Engenharia não mais afetariam a DEA, que segue em sua configuração atual desde 1989.

A Figura 1 ilustra as realocações dos grupos desde a década de 1980, conforme descrito nesta seção.

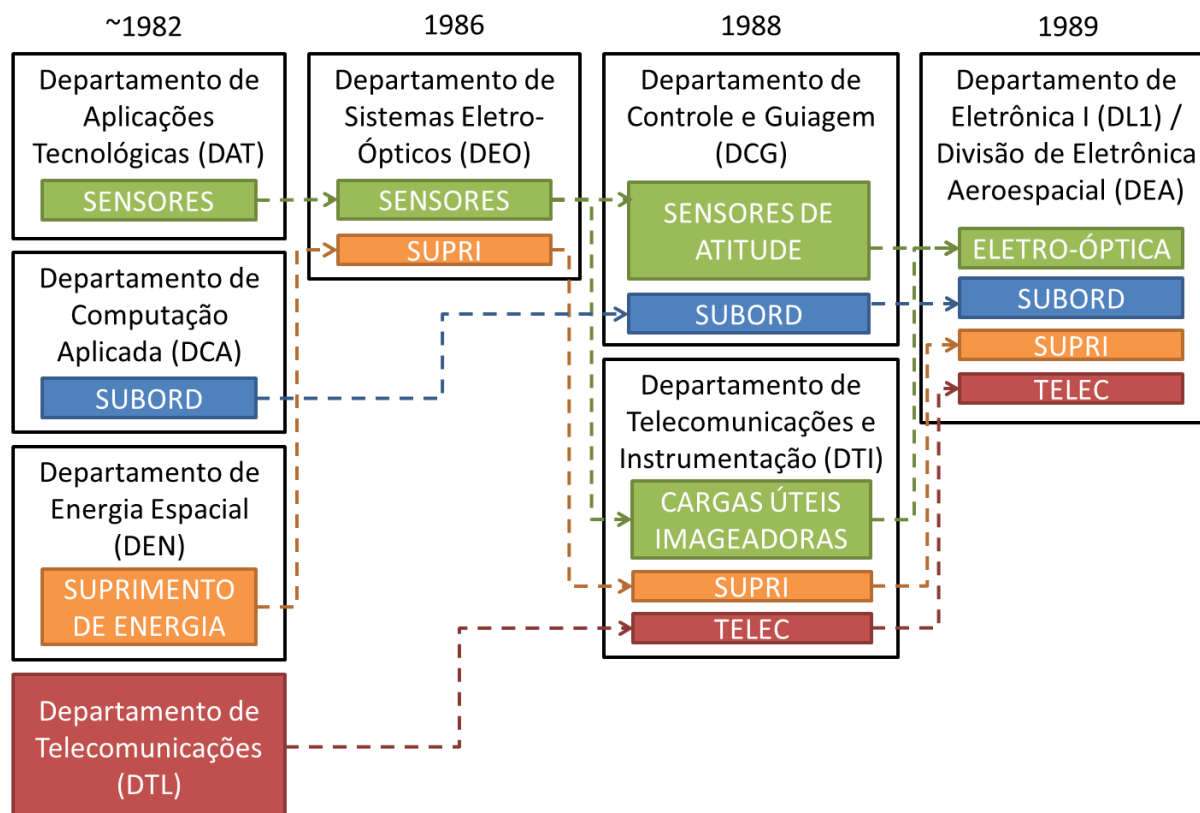


Figura 1 – Realocações dos grupos de competência na Engenharia do INPE até a criação da DEA

As próximas seções descrevem os programas institucionais de satélites no INPE e a participação de cada grupo da DEA nos mesmos.

3 PROGRAMAS DE SATÉLITES DO INPE

Esta seção traz uma breve descrição dos programas institucionais que envolvem o desenvolvimento de satélites, nos quais se concentra a atuação da DEA e de seus grupos.

Os subsistemas e equipamentos desenvolvidos pela Divisão citados são descritos nas próximas seções deste documento.

3.1 MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA

A Missão Espacial Completa Brasileira (MECB), estabelecida em 1979, previa a construção de um Veículo Lançador de Satélites (VLS), satélites de coleta de dados e sensoriamento remoto, e a criação da infraestrutura em solo para o lançamento e operação de missões espaciais.

Coube à Engenharia do INPE o desenvolvimento dos Satélites de Coleta de Dados, que tinham por missão retransmitir para uma estação terrena os dados ambientais obtidos por Plataformas de Coleta de Dados (PCDs).

Os SCDs são satélites de 115 kg de massa e aproximadamente 1 m³ de volume, estabilizados por spin e com painéis solares instalados sobre seu corpo octogonal.

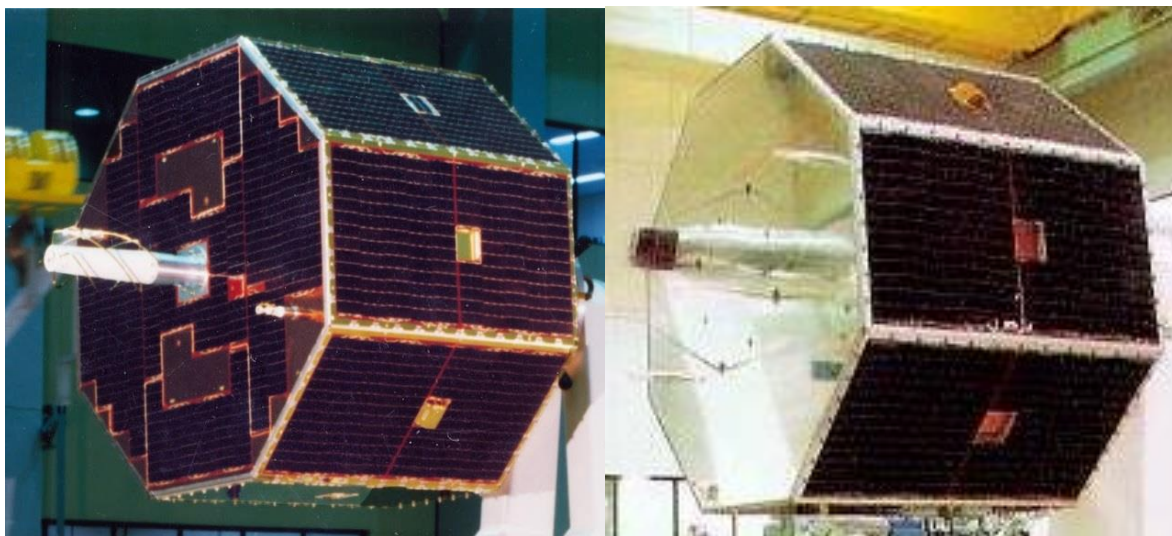


Figura 2 – Satélites de Coleta de Dados SCD-1 (esq.) e SCD-2 (dir)

O SCD-1 foi lançado em 1993, enquanto que o SCD-2 foi lançado em 1998. Ambos os satélites foram colocados em órbita por lançadores Pégasus, fabricados pela empresa Orbital Sciences Cooperation. Uma primeira versão do SCD-2, denominado SCD-2A, foi perdido no primeiro teste do VLS-1 V1 em 1997. Tanto o SCD-1 como o SCD-2 continuam ativos até a presente data.

A Tabela 1 apresenta os subsistemas/equipamentos desenvolvidos pela DEA para os SCD's.

Tabela 1 – Contribuições da DEA para os Satélites de Coleta de Dados

Grupo	Subsistema/Equipamento
ELETRO-ÓPTICA	Sensores Solares Digitais
SUBORD	Computador de Bordo Codificador Direto de Telemetria
SUPRI	Subsistema de Suprimento de Energia Aircraft Support Equipment
TELEC	Subsistema de Telemetria e Telecomandos Transponder de Coleta de Dados

A MECB ainda previa a construção do primeiro Satélite de Sensoriamento Remoto (SSR-1) brasileiro. Embora tal projeto tenha sido cancelado, a DEA desenvolveu um conjunto de subsistemas e equipamentos para tal satélite, sumarizados na Tabela 2.

Tabela 2 – Contribuições da DEA para o SSR-1

Grupo	Subsistema/Equipamento
ELETRO-ÓPTICA	Sensores Solares Analógicos Sensores Solares Digitais Câmera Imageadora Sensor de Horizonte
SUBORD	Computador de Supervisão de Bordo
SUPRI	Power Conditioning Unit

3.2 PROGRAMA CBERS

O programa China-Brazil Earth Resources Satellite (CBERS), firmado em 1988 entre os dois países, originalmente previa a construção de dois satélites de sensoriamento remoto com cargas úteis ópticas, com participação de 70% da parte chinesa e 30% da brasileira.

Os satélites possuem como cargas úteis um conjunto de câmeras ópticas em diversas faixas e resoluções, bem como transponders de coleta de dados para dar suporte à missão dos SCD's.

Os satélites CBERS possuem uma única asa rotatória na qual são montados os painéis solares, e têm sua atitude estabilizada em três eixos. Os satélites da primeira geração possuem massa de aproximadamente 1500 kg e volume do corpo de cerca de 2m³ (dimensões dos painéis solares: 6,3m x 2,6m).

O primeiro satélite do programa, o CBERS-1, foi lançado em 1999 e operou até 2003. O CBERS-2 foi lançado em 2003 e operou até 2009. Além dos dois originalmente previstos, um terceiro satélite, o CBERS-2B, foi construído a partir de peças sobressalentes dos dois primeiros. Ele foi lançado em 2007 e operou até 2010.



Figura 3 – Satélite de Sensoriamento Remoto CBERS-2B (primeira geração)

Com o sucesso da missão, a parceria foi estendida para uma segunda geração de satélites, os CBERS-3, 4 e 4A. A participação brasileira aumentou para 50%.

Esses novos satélites, agora pesando 2000 kg, trazem um conjunto de câmeras de maior resolução, novos transponders de coleta de dados e um experimento para monitoramento do ambiente espacial.

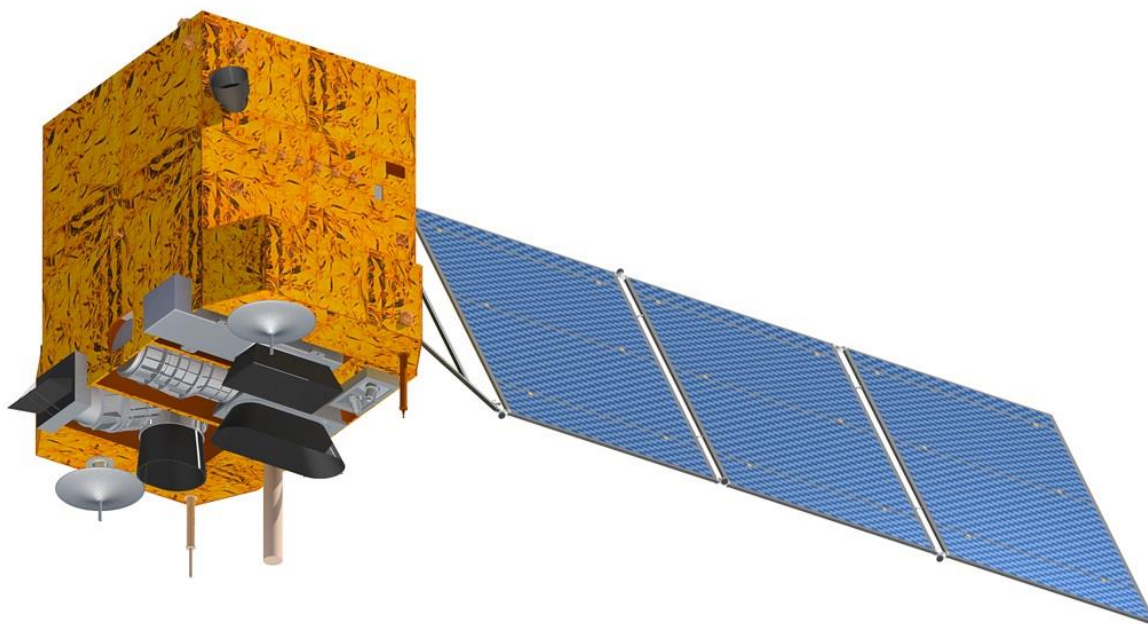


Figura 4 – Satélite de Sensoriamento Remoto CBERS-3 (segunda geração)

O CBERS-3 foi lançado em 2013, tendo sido perdido numa falha do veículo lançador chinês. O CBERS-4 tem lançamento previsto para o final de 2014.

A Tabela 3 sumariza os subsistemas/equipamentos desenvolvidos ou em desenvolvimento com participação da DEA para os CBERS.

Tabela 3 – Contribuições da DEA para os Satélites CBERS

Grupo	Subsistema/Equipamento
ELETRO-ÓPTICA	Câmera WFI (ambas gerações) Câmera MUX(segunda geração)
SUBORD	Computadores de OBDH (ambas gerações) Computadores de AOCC (ambas gerações) Digital Data Recorder (segunda geração)
SUPRI	Power Supply Subsystem (ambas gerações)
TELEC	Subsistema TTCS (ambas gerações) Subsistema DCS (ambas gerações) Subsistema MWT (segunda geração)

3.3 SATÉLITES CIENTÍFICOS E TECNOLÓGICOS

Dentro do Programa de Satélites Científicos e Tecnológicos, o INPE desenvolveu os Satélites Científicos SACI-1 e 2, o Satélite Tecnológico (SATEC) e o French-Brazilian Microsatellite (FBM). Os SACI's eram microsatélites em formato de paralelepípedo com volume de 60x40x40 cm e massa de 60 kg, que carregavam conjuntos de experimentos científicos.

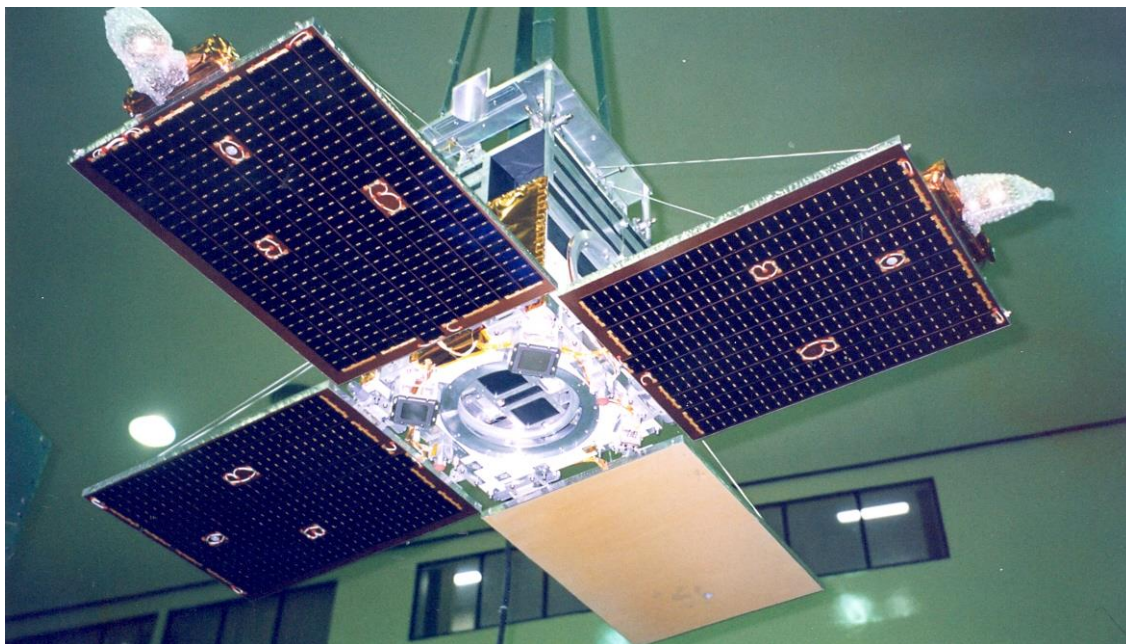


Figura 5 – Satélite Científico SACI-1

Foram lançados em 1999, o SACI-1 conjuntamente ao CBERS-1 e o SACI-2 no VLS nacional, tendo sido ambos perdidos. O primeiro devido a uma falha durante a execução automática das primeiras atividades em órbita, e o segundo por falha do lançador, que teve que ser destruído por telecomando.

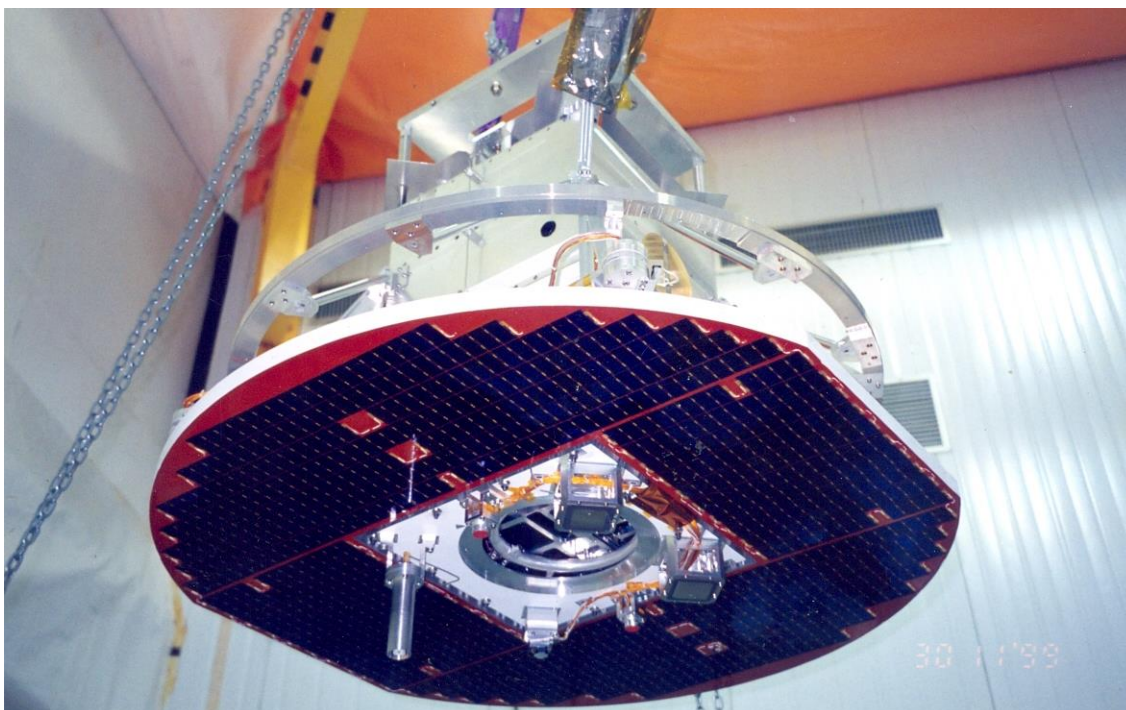


Figura 6 – Satélite Científico SACI-2

O SATEC era um microsatélite que tinha por objetivo testar equipamentos tecnológicos a bordo do VLS nacional. Tinha formato de paralelepípedo com volume de 61x66x66 cm e

massa de 65 kg. Seria lançado em 2003, o que não ocorreu devido a um acidente com o foguete na plataforma de lançamento.

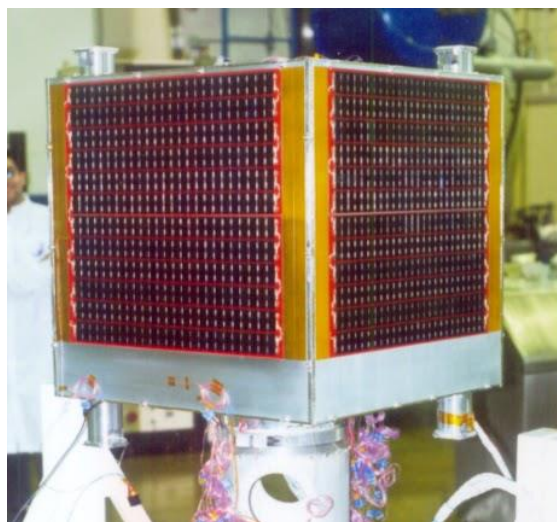


Figura 7 – Satélite Tecnológico SATEC

O FBM foi um projeto de cooperação entre França e Brasil para o desenvolvimento de um microsatélite científico, no qual cabia à parte brasileira um conjunto de experimentos embarcados e o computador de bordo para gerenciá-los. O projeto foi encerrado pela parte francesa quando de uma reestruturação de suas atividades em função de cortes em seu orçamento.

A Tabela 4 sumariza os subsistemas/equipamentos desenvolvidos com participação da DEA para os satélites científicos e tecnológicos.

Tabela 4 – Contribuições da DEA para os Satélites Científicos e Tecnológicos

Grupo	Subsistema/Equipamento
ELETRO-ÓPTICA	Sensores Solares Analógicos do SACI-1 e 2
SUBORD	On-Board Computer dos SACI Brazilian Payload Computer do FBM
SUPRI	Power Supply Subsystem do SACI-1 e 2 Subsistema de Suprimento de Energia do SATEC
TELEC	Communication Subsystem do SACI-1 e 2 Receptor GPS do SATEC Transmissor em Banda S para o Receptor GPS do SATEC

3.4 PLATAFORMA MULTIMIÇÃO

A Plataforma Multimissão (PMM) do INPE é uma plataforma de uso múltiplo para satélites de até 500 kg de massa total em órbitas de 600 a 1000 km. Ela provê a diferentes cargas úteis energia, estrutura, controle térmico, apontamento e meios de controle e monitoramento através de telecomandos e telemetria.

O primeiro satélite a ser lançado com a PMM é o satélite de sensoriamento remoto Amazonia-1, equipado com uma câmera óptica multiespectral, cuja previsão de lançamento é 2017.

A segunda aplicação prevista para a PMM é o satélite científico Lattes-1, que carregará experimentos científicos para o estudo da atmosfera equatorial, assim como um monitor de raios-x para a observação do espaço profundo.

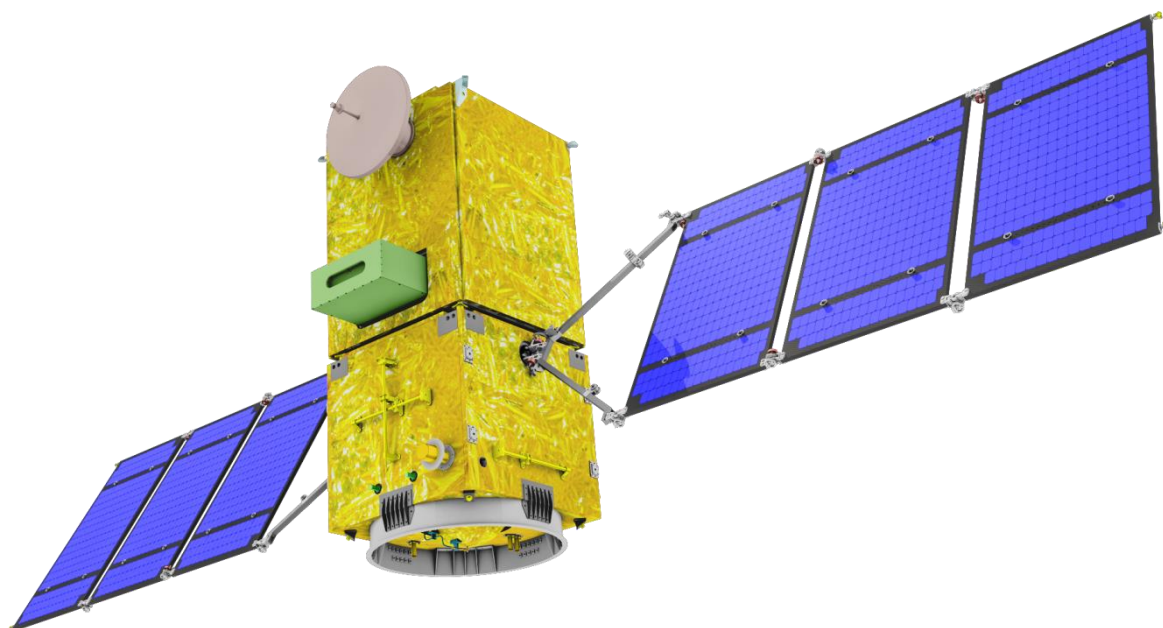


Figura 8 – Satélite de Sensoriamento Remoto Amazonia-1

A Tabela 5 sumariza os subsistemas/equipamentos desenvolvidos ou em desenvolvimento com participação da DEA para os satélites da PMM.

Tabela 5 – Contribuições da DEA para os Satélites da Plataforma Multimissão

Grupo	Subsistema/Equipamento
ELETRO-ÓPTICA	Câmera AWFI do Amazonia-1
SUBORD	Computador de OBDH do Amazonia-1 Digital Data Recorder do Amazonia-1
SUPRI	Power Supply Subsystem do Amazonia-1 Painéis Solares do Lattes-1
TELEC	Subsistema TT&C do Amazonia-1 Subsistema AWDT do Amazonia-1

4 O GRUPO DE ELETRO-ÓPTICA

4.1 SOBRE O ELETRO-OPTICA

O Grupo de Eletro-Óptica (ELETRO-ÓPTICA) tem concentrado esforços no desenvolvimento de tecnologia de ponta em sistemas sensores ópticos para aplicação espacial.

As atividades do grupo concentram-se nas áreas de sistemas imageadores para observação da Terra (operando nas regiões do visível e infravermelho do espectro eletromagnético), e de sensores ópticos para determinação de atitude de plataformas espaciais.

A figura abaixo sumariza a participação do ELETRO-OPTICA em missões e projetos institucionais, e os principais produtos desenvolvidos. Os próximos itens descrevem tal participação, agrupada por programas.

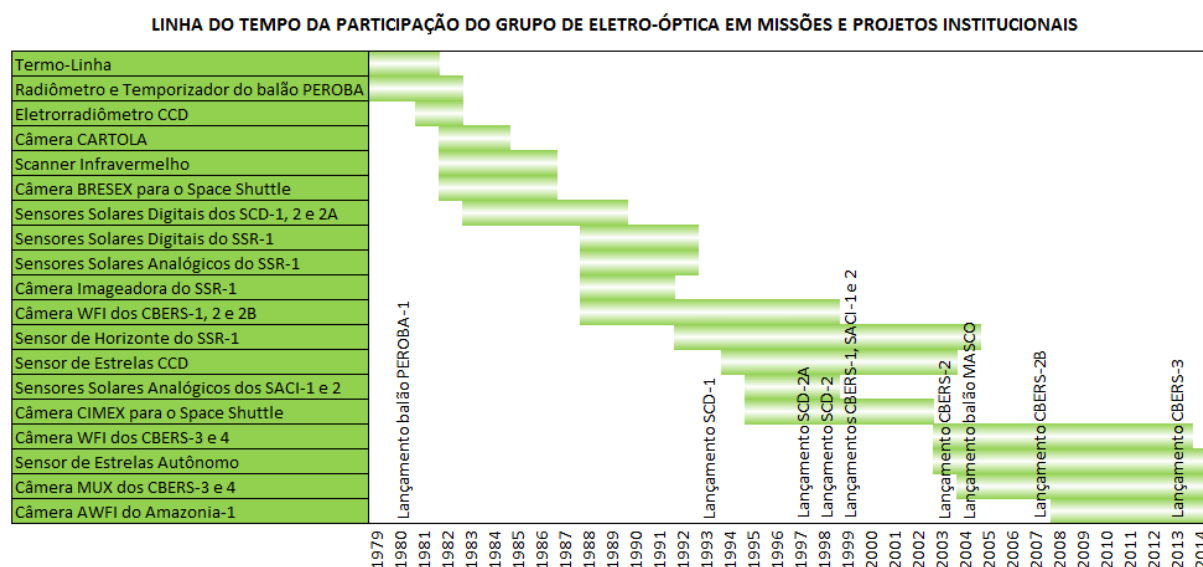


Figura 9 – Linha do Tempo da Participação do Grupo de Eletro-Óptica em Missões Institucionais

4.2 PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS

4.2.1 MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA (MECB)

4.2.1.1 Sensores Solares Digitais dos SCD-1, 2A e 2

O ELETRO-OPTICA especificou, projetou e fabricou os Sensores Solares Digitais dos satélites da série SCD entre 1983 e 1989. Contou, no entanto, com importante participação de parceiros externos. O desenvolvimento da Unidade de Detecção dos sensores foi realizado pelo Laboratório de Microeletrônica da Escola Politécnica da USP (LME) através de parceria firmada entre as instituições. Já a fabricação da parte óptica dos sensores teve o envolvimento da FUNBEC (Fundação Brasileira para o Desenvolvimento do Ensino de Ciências) e das empresas brasileiras Sion e Opto Eletrônica.

Essa primeira geração de sensores solares digitais de fenda permitia a determinação de atitude em um dos eixos do vetor direção do Sol. A luz solar penetra por uma janela com formato de fenda, incidindo nos fotodiodos presentes no detector.

Dependendo do ângulo formado entre os raios solares e o detector, alguns fotodiodos são iluminados e outros não, gerando um código que permite determinar o ângulo entre a projeção dos raios solares no plano perpendicular do detector e o plano do detector. Os sensores eram montados em torno do eixo de rotação dos satélites, que eram estabilizados por spin.

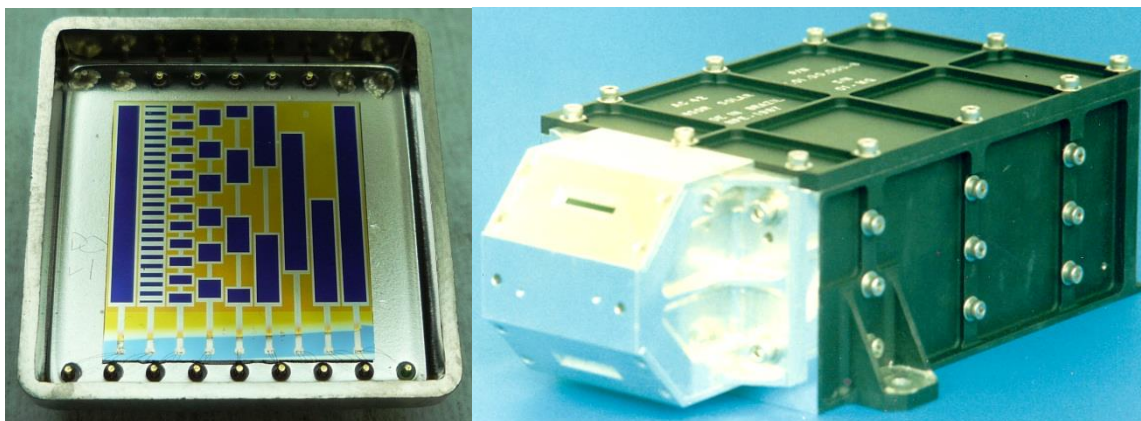


Figura 10 – Protótipo do detector (esq.) e Sensor Solar Digital (dir.) dos SCDs

Entre 1985 e 1989 foi desenvolvido um Simulador Solar para a validação dos sensores. A simulação do Sol era feita por uma lâmpada de xenônio de alta potência, com 1/5 da densidade de potência (em W/m^2) do fluxo solar e com o mesmo diâmetro aparente do Sol.



Figura 11 – Modelo de Voo do Sensor Solar Digital do SCD-1 em testes com o Simulador Solar

4.2.1.2 Sensor de Horizonte do SSR-1

Para o SSR-1, o principal sensor de atitude previsto era o Sensor de Horizonte. Trata-se de um sensor infravermelho com varredura mecânica (scanner) que detecta o calor da Terra, tomando como medida o horizonte – mais especificamente, a diferença de temperatura entre o espaço e o limiar do globo terrestre.

A referência de posição é provida em dois eixos, devendo então ser complementada no terceiro eixo por dados de outro sensor, como por exemplo um sensor solar.

Um modelo do Sensor de Horizonte foi desenvolvido pelo ELETRO-OPTICA entre 1992 e 1995. Para sua validação foi feito, entre 1993 e 2004, um Simulador de Horizonte.



Figura 12 – Sensor de Horizonte do SSR-1

4.2.1.3 Sensores Solares Digitais do SSR-1

A segunda geração de Sensores Solares Digitais foi desenvolvida pelo INPE, também em parceria com o LME da USP, entre 1988 e 1992. Essa geração seria utilizada no SSR-1 da MECB.

Diferentemente daqueles utilizados nos SCD, os sensores solares do SSR-1 possuíam maior resolução, além de permitir a realização de medidas em dois eixos.

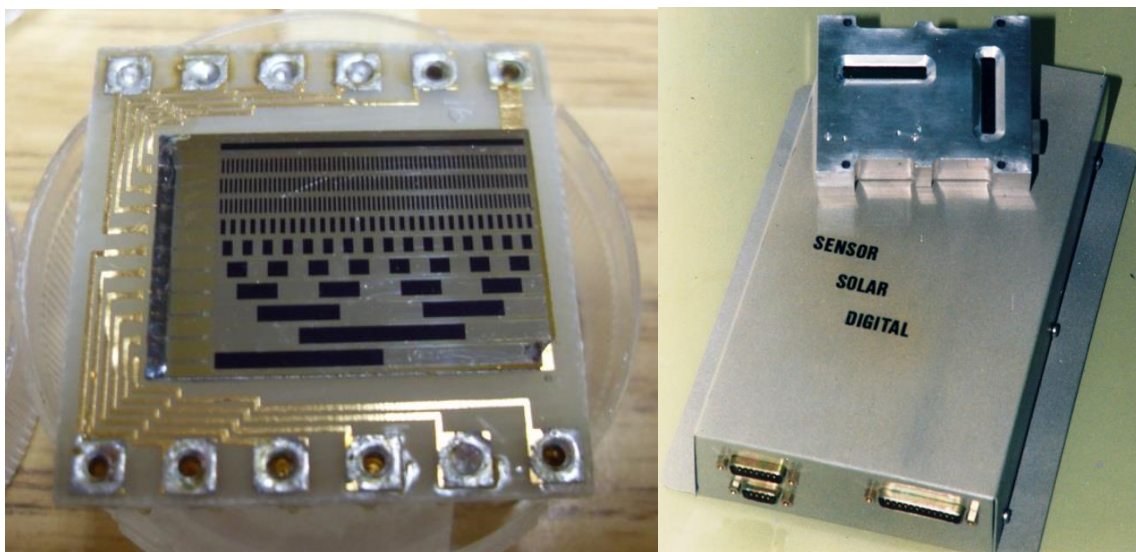


Figura 13 – Protótipo do detector solar montado sobre placa de testes (esq.) e eletrônica com cabeça óptica (dir.) do Sensor Solar Digital do SSR-1

Embora a missão SSR-1 tenha sido cancelada, os Sensores Solares Digitais para ela desenvolvidos voaram no balão estratosférico MASCO em 2004, como parte de sua malha de controle de atitude.

4.2.1.4 Sensores Solares Analógicos do SSR-1

Paralelamente aos Sensores Solares Digitais, foram desenvolvidos pelo ELETRO-OPTICA – também em parceria com a USP, entre 1988 e 1992 – Sensores Solares Analógicos para o SSR-1.

A principal diferença desses para suas versões digitais é a forma de aquisição de dados: sendo analógicos, não se aplica o conceito de eixos para indicar a posição do Sol; a informação de posição é fornecida através de quatro saídas analógicas que indicam desvios angulares do satélite com relação ao Sol.

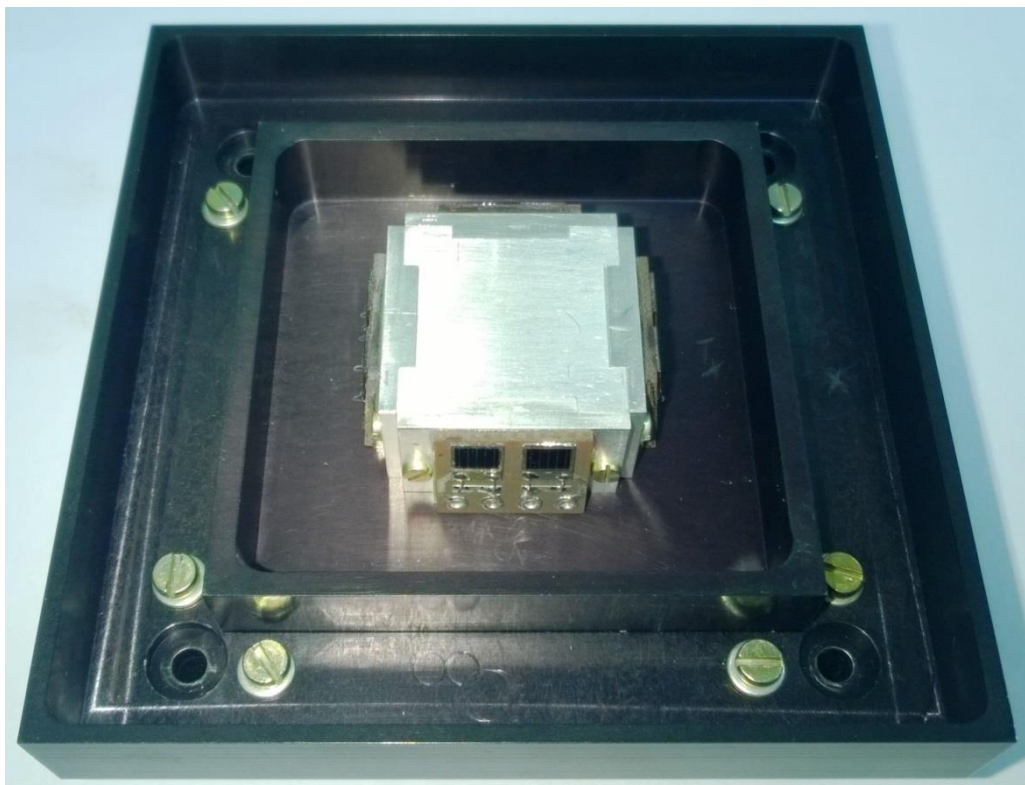


Figura 14 – Elemento sensor dos Sensores Solares Analógicos do SSR-1

Tais sensores tinham a capacidade de identificar a presença do Sol em um ângulo de aproximadamente 180°, devendo ser montados em faces opostas do satélite. Cada sensor possuía redundância interna.

Eles seriam utilizados como sensores ‘grosseiros’, com o objetivo de garantir o apontamento ao Sol. O apontamento fino seria baseado nos dados providos Sensores Solares Digitais em conjunto com o Sensor de Horizonte.

4.2.1.5 Câmera Imageadora do SSR-1

A principal carga útil para o SSR-1 seria uma câmera CCD para imageamento no espectro visível, cujo desenvolvimento ficou sob responsabilidade do ELETRO-OPTICA. Tal projeto fazia uso da experiência adquirida pelo grupo com a câmera BRESEX, que tinha como objetivo prover um protótipo para o SSR-1 a ser validado no Space Shuttle da NASA (ver item 4.2.5.1).

Entre 1988 e 1991, tal câmera foi especificada, projetada, e foram fabricados pelo Grupo protótipos de partes da eletrônica.

Tabela 6 – Principais características da Câmera Imageadora do SSR-1

Bandas espectrais	0,45 - 0,51 μm (B) 0,53 - 0,59 μm (G) 0,61 - 0,69 μm (R) 0,79 - 0,90 μm (NIR)
Largura da faixa imageada	86,4 km

Pixels/linha	1728
Resolução espacial	50 m, a 640 km de altitude

4.2.2 PROGRAMA CBERS

4.2.2.1 Câmera WFI do CBERS-1, 2 e 2B

A primeira proposta dos satélites do programa CBERS comportava apenas câmeras imageadoras chinesas. Entretanto, a experiência anterior do ELETRO-OPTICA com câmeras imageadoras para aplicações espaciais – a BRESEX para o Space Shuttle (ver item 4.2.5.1) e sua continuidade no SSR-1 (item 4.2.1.5) – permitiram ao Brasil negociar com os chineses e conseguir a adição de uma câmera nacional.

O desenvolvimento da primeira câmera imageadora de amplo campo de visada (Wide-Field Imager, WFI – a ser tratada neste documento como ‘WFI-1’) ocorreu entre 1988 e 1998, a partir de especificação do Grupo, e com acompanhamento técnico do mesmo. A fabricação foi contratada da empresa brasileira ESCA.

A WFI-1 é composta por três equipamentos: um bloco optoeletrônico (OEB, projetado e fabricado nos EUA pela empresa OCA), uma eletrônica de processamento de sinais (SPE) e um modulador (MOD).

O OEB constitui-se de dois conjuntos complementares com uma objetiva, duas barras de sensores e a eletrônica associada. Dentre outras funções, a eletrônica gera os clocks do CCD, processa e digitaliza o sinal de vídeo. A SPE tem, basicamente, as funções de formatar e enviar os dados de vídeo para o MOD e de receber telecomandos e enviar telemetrias para o OBDH (ver item 5.2.2.1). O MOD modula os dados de vídeo em QPSK (174,67 MHz) e o sinal modulado é mixado ao sinal do scanner infravermelho (IRMSS, carga útil da parte chinesa), para ser transmitido para o solo em banda X.

Tabela 7 - Principais características da WFI-1 dos CBERS-1, 2 e 2B

Bandas espectrais	0,63 - 0,69 μm (R) 0,77 - 0,89 μm (NIR)
Campo de Visada	60°
Resolução espacial	260 m x 260 m, a 778 km de altitude
Largura da faixa imageada	890 km
Resolução temporal	5 dias
Frequência da portadora de RF	8203,35 MHz
Taxa de dados da imagem	1,1 Mbit/s
Potência Efetiva Isotrópica Irradiada	31,8 dBm

Para o CBERS-2B, a WFI-1 manteve as mesmas características de desempenho das câmeras lançadas no CBERS-1 e 2, mas seu projeto sofreu algumas modificações, em especial a remoção do MOD.

No CBERS-2B, os dados do WFI-1 são multiplexados com os dados da Câmera de Alta Resolução (HR) antes do processo de modulação. Para isto, o MOD foi suprimido e o

processador de sinais do WFI-1, SPE, passou a interfacear diretamente com o transmissor de dados da HR, o HW-DT.



Figura 15 – Modelo de Engenharia e Qualificação da câmera WFI do CBERS-2

4.2.2.2 Câmera WFI do CBERS-3, 4 e 4A

Quando da definição da segunda geração de satélites CBERS, uma nova câmera WFI (a ser tratada aqui por 'WFI-2') foi proposta.

A WFI-2 trabalha com quatro bandas espectrais (contra duas da WFI-1), possui resolução espacial de 64 metros (contra 260 da WFI-1), e alta resolução temporal, permitindo que se obtenha uma cobertura completa da Terra em cerca de cinco dias.

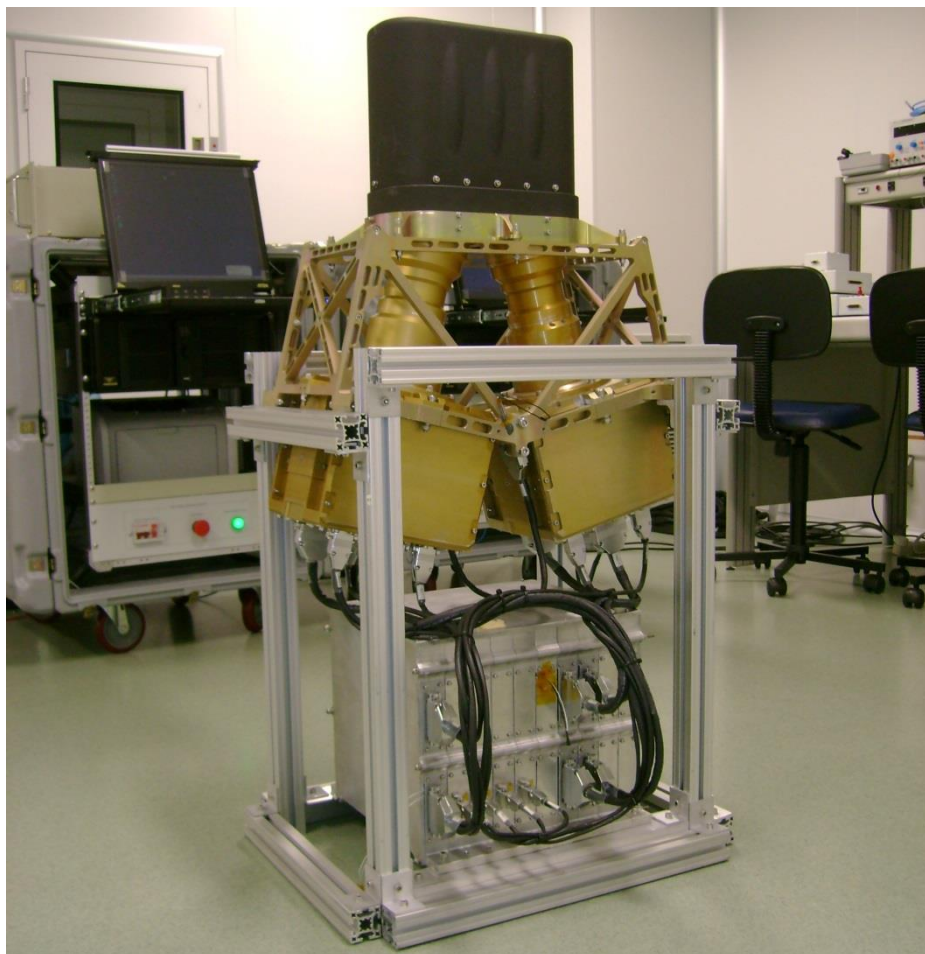


Figura 16 – Modelo de Engenharia da WFI do CBERS-3

O desenvolvimento da WFI-2, ocorreu no período entre 2003 e 2013. A especificação e acompanhamento técnico do projeto foi realizada pelo ELETRO-OPTICA. O desenvolvimento da câmera foi contratado junto às empresas Opto Eletrônica e Equatorial Sistemas. A Opto Eletrônica foi responsável pelo projeto, fabricação e montagem dos Opto-Mechanical Blocks (OMB), incluindo o sistema óptico, plano focal e eletrônica de proximidade. Já a Equatorial Sistemas ficou a cargo da fabricação da estrutura mecânica de suporte dos OMBs e o bloco eletrônico de processamento de sinais.

Tabela 8 - Principais características da WFI dos CBERS-3, 4 e 4A (também Amazonia-1)

Bandas espectrais	0,45 - 0,52 μm (B) 0,52 - 0,59 μm (G) 0,63 - 0,69 μm (R) 0,77 - 0,89 μm (NIR)
Campo de Visada	$\pm 28,63^\circ$
Resolução espacial	64 m x 64 m, a 778 km de altitude
Largura da faixa imageada	866 km
Resolução temporal	5 dias
Taxa de dados da imagem	53 Mbit/s
Quantização	10 bits

O satélite Amazonia-1 também utilizou um modelo desta WFI em sua missão.

4.2.2.3 Câmera MUX do CBERS-3, 4 e 4A

Com o aumento da participação brasileira na segunda geração de satélites CBERS de 30% para 50% no satélite, uma segunda câmera nacional foi adicionada à carga útil: a Câmera CCD Multiespectral de Alta Resolução (MUX).

A MUX é uma câmera de alta resolução espacial, operando em quatro bandas espectrais (idênticas ao WFI-2). É composta por três equipamentos: uma cabeça óptica (OH), uma unidade eletrônica de controle térmico e de mecanismos (MTCU) e uma unidade eletrônica de processamento (PEU).

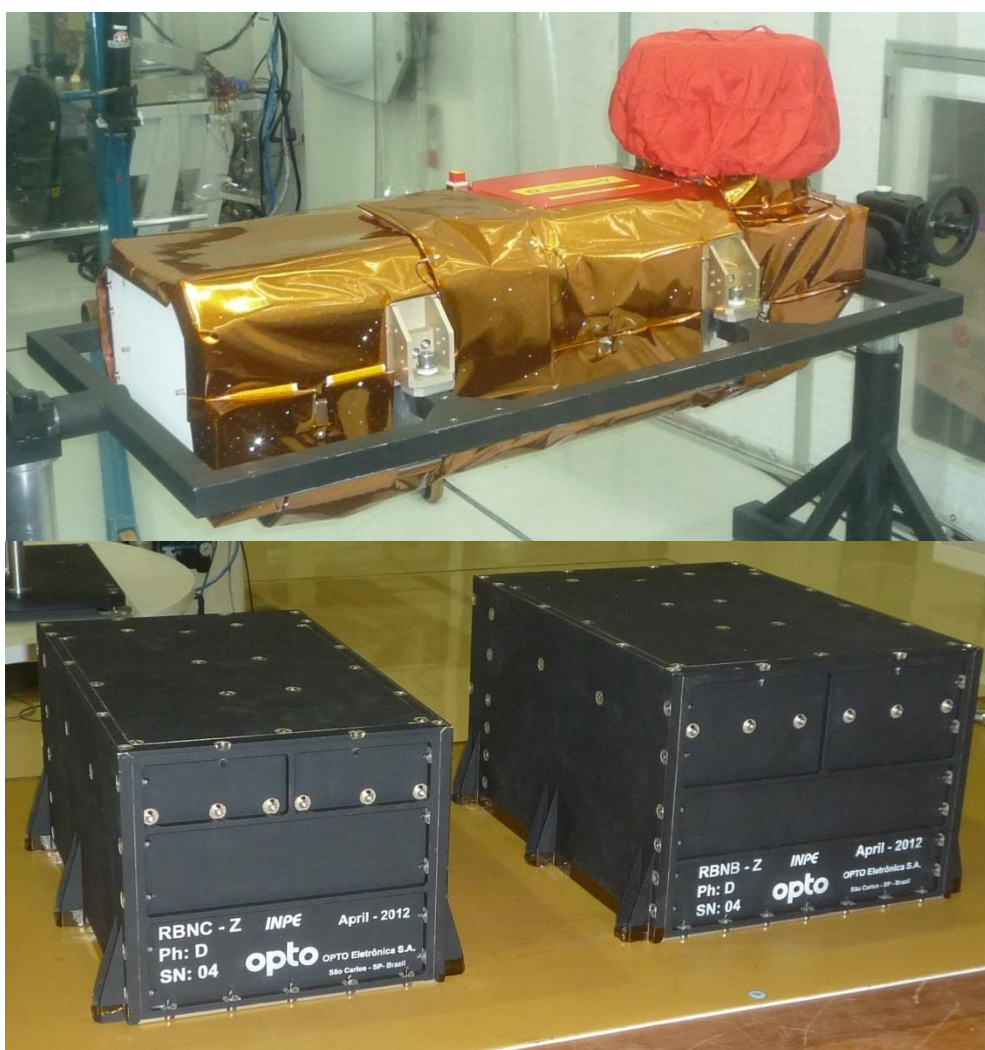


Figura 17 – Cabeça óptica da Câmera MUX do CBERS-3 (acima) e suas unidades eletrônicas MCTU e PEU (abaixo)

A fabricação do MUX ficou a cargo da empresa Opto Eletrônica, a partir de especificação do ELETRO-OPTICA, e com acompanhamento técnico do grupo. O desenvolvimento foi realizado no período entre 2004 e 2014.

O desempenho óptico requerido, em termos de qualidade e estabilidade de imagem é classificado como de alto desempenho. Este requisito impõe a condição da câmera ser desenhada próxima ao limite teórico de desempenho, estabelecido pelo limite de difração, impondo condições de manufatura mecânica e óptica de nível elevado.

Tabela 9 - Principais características da MUX dos CBERS-3, 4 e 4A

Bandas espectrais	0,45 - 0,52 μm (B) 0,52 - 0,59 μm (G) 0,63 - 0,69 μm (R) 0,77 - 0,89 μm (NIR)
Campo de Visada	$\pm 4,4^\circ$
Resolução espacial	20 m x 20 m, a 778 km de altitude
Largura da faixa imageada	120 km
Resolução temporal	26 dias
Taxa de dados da imagem	68 Mbit/s
Quantização	8 bits

4.2.3 SATÉLITES CIENTÍFICOS E TECNOLÓGICOS

4.2.3.1 Sensores Solares Analógicos do SACI-1 e 2

Para os satélites da série SACI, o ELETRO-OPTICA proveu sensores solares analógicos, cujo desenvolvimento foi realizado totalmente pelo grupo entre 1995 e 1998.

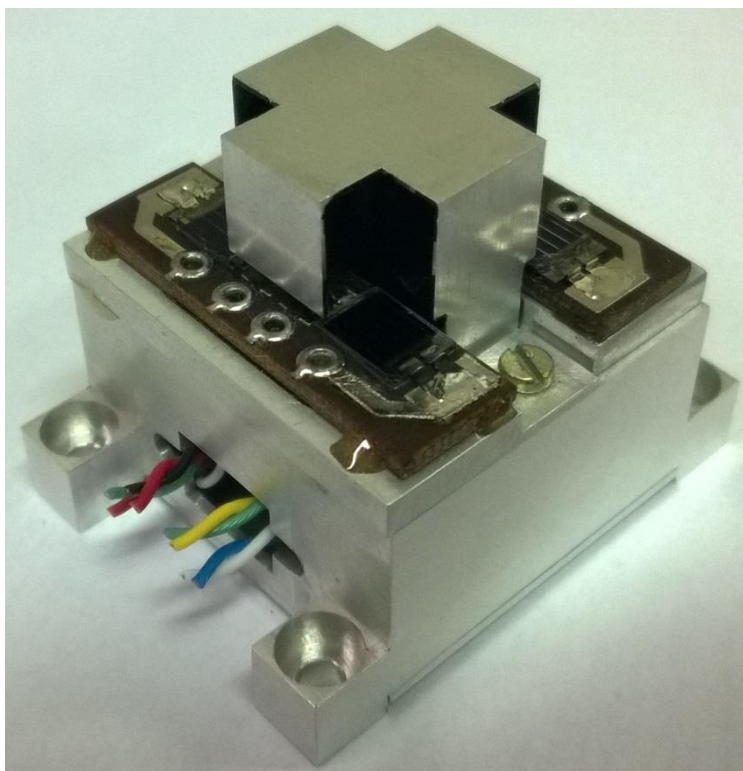


Figura 18 – Modelo de Voo de Sensor Solar Analógico do SACI-1

Tais sensores tinham a capacidade de identificar a presença do Sol em um ângulo de 116° a 141°, a depender da forma de operação, e de propiciar medidas do ângulo solar em aproximadamente 20 °. Eram de 3 a 4 vezes menores que os Sensores Solares Analógicos desenvolvidos para o SSR-1.

Dois sensores solares eram montados no corpo dos satélites científicos: um na face voltada ao Sol, e outro em sua face oposta, tendo como principal objetivo a aquisição do Sol durante a fase de lançamento da missão.

4.2.4 PLATAFORMA MULTIMISSÃO

4.2.4.1 Câmera AWFI do Amazonia-1

A principal carga útil do satélite Amazonia-1, a câmera AWFI (Advanced Wide-Field Imager) é uma evolução da câmera WFI-2 dos satélites CBERS 3 & 4, diferindo destas principalmente por apresentar uma melhor resolução espacial (40 metros contra 64 metros da WFI-2), com um campo de visada da mesma ordem de grandeza.

Para cumprir tal requisito, o sistema óptico é composto por três objetivas iguais, visando o uso do mesmo CCD com 6000 pixels empregado nas câmeras MUX e WFI-2, permitindo assim, pela combinação, cobrir o campo angular com a resolução desejada.

Contratada em 2008 da Opto Eletrônica a partir de especificação do ELETRO-OPTICA e com acompanhamento técnico deste, o desenvolvimento segue até a presente data.

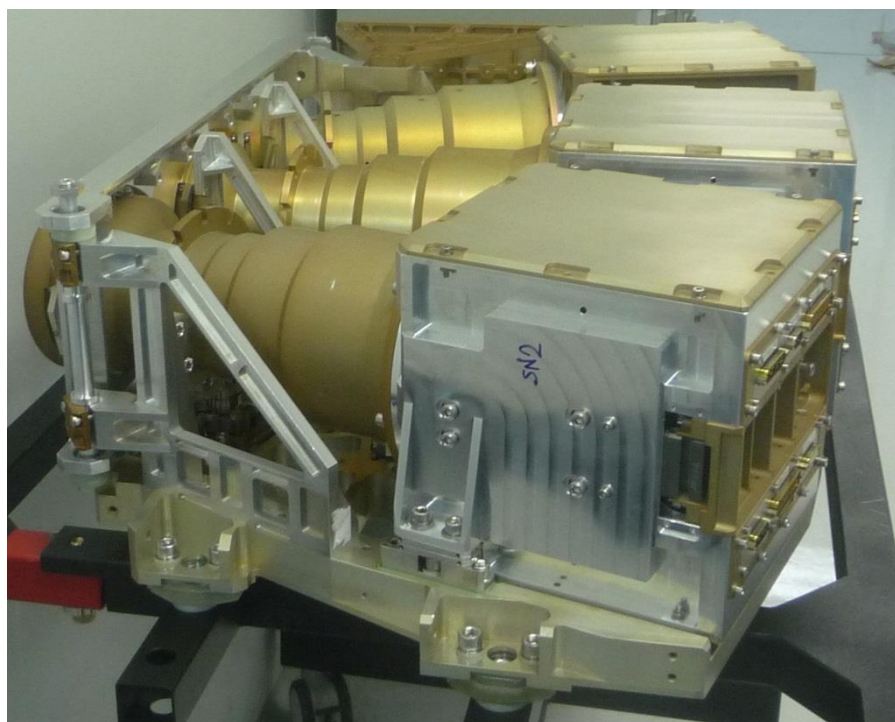


Figura 19 – Modelo de Engenharia da OEB da Câmera AWFI do Amazonia-1 (sem baffle)

A câmera é constituída por três equipamentos: um Bloco Optoeletrônico (OEB), uma Eletrônica de Processamento de Sinais (SPE1) e uma Eletrônica de Controle Térmico (SPE2).

Tabela 10 - Principais características da AWFI do Amazonia-1

Bandas espectrais	0,45 - 0,52 μm (B) 0,52 - 0,59 μm (G) 0,63 - 0,69 μm (R) 0,77 - 0,89 μm (NIR)
Campo de Visada	$\pm 25,5^\circ$
Resolução espacial	40 m x 40 m, a 753 km de altitude
Largura da faixa imageada	718 km
Resolução temporal	5 dias
Taxa de dados da imagem	128 Mbit/s
Quantização	10 bits

4.2.5 PARTICIPAÇÃO EM PROJETOS COM A NASA

4.2.5.1 Brazilian Remote Sensing Experiment (BRESEX)

Entre 1983 e 1986 o ELETRO-OPTICA desenvolveu o Brazilian Remote Sensing Experiment (BRESEX), que consistia de uma câmera multispectral a ser levada como experimento no ônibus espacial norte-americano e, posteriormente, utilizada nos futuros satélites do Instituto.

A BRESEX constituía-se de uma cabeça óptica (lentes, CCD e a eletrônica de proximidade) e da eletrônica de processamento analógico, temporização e interface, formada por oito placas montadas em um bastidor. A aquisição de dados auxiliares era efetuada por um computador do tipo PC e a aquisição e a visualização das imagens era efetuada com o emprego de uma Unidade de Armazenamento de Imagens (UAI).

Tabela 11 - Principais características da BRESEX

Bandas espectrais	0,47 - 0,53 μm (B) 0,63 - 0,68 μm (R) 0,83 - 0,91 μm (NIR)
Resolução espacial	20 m x 20 m, a 300 km de altitude
Largura da faixa imageada	41 km
Taxa de dados da imagem	18 Mbit/s
Quantização	8 bits

Tendo sido projetada como um protótipo para o SSR-1, a câmera foi testada com sucesso em voos de aviões Bandeirante, e vinha tendo sua instalação no Space Shuttle considerada até o acidente com o Challenger em 1986. Era prevista inclusive a participação de um tripulante brasileiro no Shuttle, para a operação da câmera.

Apesar de essa intenção não haver se concretizado, a BRESEX foi a precursora de todas as câmeras imageadoras desenvolvidas para satélites brasileiros.

4.2.5.2 CCD Imaging Instrument Experiment (CIMEX)

Uma segunda tentativa de se levar uma câmera nacional a bordo de um ônibus espacial foi iniciada em 1995, com o projeto CCD Imaging Instrument Experiment (CIMEX).

A câmera CIMEX tinha campo de visada de 8 graus, 600 pixels por linha, resolução de aproximadamente 75 m (no nadir, em órbita de 320 km), duas bandas espectrais (infravermelho próximo e de ondas curtas) e foi projetada para ser instalada na baía de carga do Space Shuttle, dentro de um container denominado Hitchhiker.

Nesse projeto, a empresa francesa Aerospatiale (posteriormente Alcatel, atualmente Thales Alenia Space) foi responsável pela fabricação do Optical Block and Detection Assembly (OBDA), parte integrante da Câmera Imageadora. Além do OBDA, a Câmera contém a Camera Electronics Package (CEP) e uma estrutura mecânica. O INPE foi responsável pela execução da CEP, da estrutura e do sistema de solo.

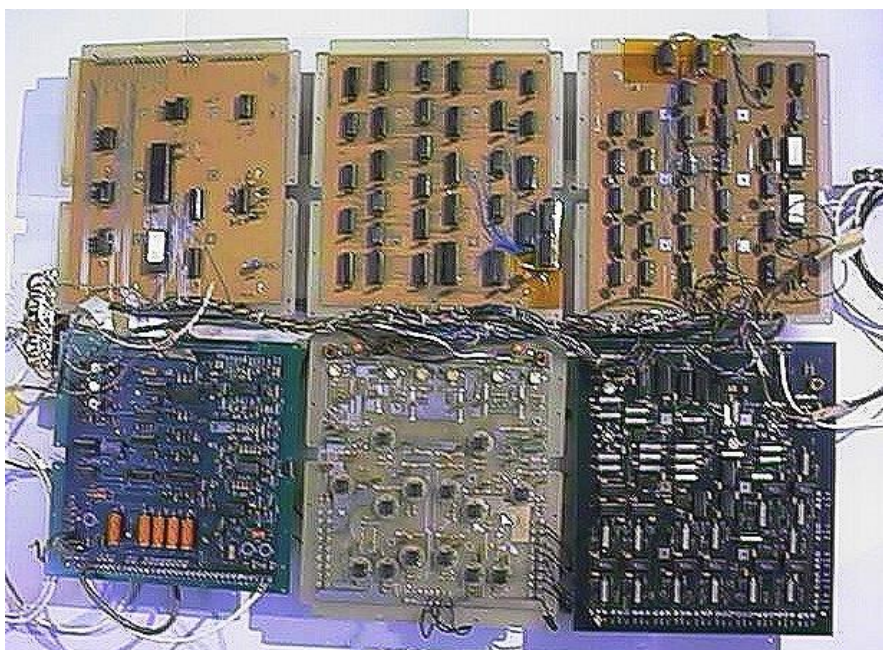


Figura 20 – Protótipo do Camera Electronics Package do CIMEX

O projeto seguiu até sua Revisão Preliminar (PDR), quando um impasse técnico entre um fornecedor da Alcatel e a NASA impediu sua finalização. Como condição para permitir o embarque no Space Shuttle – para aprovação segundo as normas de segurança de voo –, a NASA requereu uma documentação detalhada do Cryocooler, parte do OBDA responsável por refrigerar o detector de infravermelho. A fabricante desse equipamento, a israelense RICOR, alegou direitos de propriedade industrial para não fornecer tal documentação.

A Alcatel, por sua vez, alegou que não seria possível substituir o equipamento por outro, dado o estágio do projeto. As atividades relacionadas à CIMEX ocorreram até 2002.

4.2.6 PROJETOS DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO

4.2.6.1 Termo-Linha

O projeto Termo-Linha consistiu de um instrumento para avaliar graficamente o perfil térmico de uma linha da cena observada através de um visor.

Tinha como princípio de funcionamento um espelho semitransparente, que oscila em torno de um eixo vertical, e é utilizado para varrer e projetar uma faixa da cena em um sensor piroelétrico.

Simultaneamente, o mesmo espelho é utilizado para superpor a imagem de uma barra de LEDs à cena observada. A barra de LEDs acompanha a temperatura ao longo da faixa varrida pelo sensor. Foi desenvolvido no grupo ELETRO-OPTICA entre 1979 e 1981.

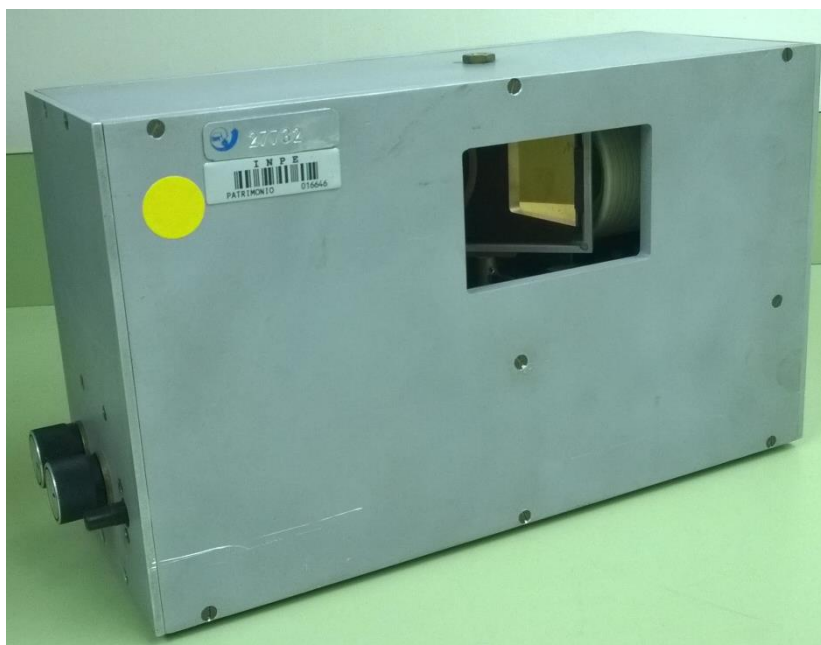


Figura 21 – Termo-Linha

4.2.6.2 Radiômetro e Temporizador para o Balão Estratosférico PEROBA

A missão Plataformas Experimentais com Rastreo Orientado para Balões (PEROBA) foi desenvolvida no final da década de 1970 e início de 1980, tendo precedido a MECB no Programa Espacial Brasileiro.

O principal objetivo da missão era o de consolidar esforços existentes dentro do INPE (então subordinado ao CNPq) e obter experiência na concepção e operação de uma missão espacial, nas áreas de Ciência Espacial e da Atmosfera, Aplicações Espaciais, bem como na de Tecnologia e Sistemas Espaciais.

A PEROBA lançou, em novembro de 1980, um balão estratosférico tendo como cargas úteis duas câmeras Hasselblad para a obtenção de aerofotografias em infravermelho, um

radiômetro de resolução de 50 metros para a medição da radiação térmica de alvos predeterminados (montado num telescópio com apontamento telecomandado), e finalmente um detector de radiação nuclear em raios gama, chamado RANUC.

Além das cargas úteis, o sistema contava com um microcomputador de bordo, uma unidade de controle (para o controle do azimuth e elevação do telescópio), uma unidade de telemetria, e finalmente uma bateria com unidade intermediária de regulação.

O voo atingiu a altitude de operação de 35 km e durou cerca de cinco horas, ao término das quais ocorreu a separação do balão e da carga útil, tendo esta sido recuperada após a descida em paraquedas.

Na missão PEROBA, coube ao então Grupo de Sensores (posteriormente ELETRO-ÓPTICA) o desenvolvimento do radiômetro e de um temporizador para o acionamento automático das câmeras em voo, o que ocorria a cada quatro minutos. As atividades do grupo na missão ocorreram no período entre 1979 e 1982.

4.2.6.3 Espectrorradiômetro CCD

Entre 1981 e 1982 foi desenvolvido pelo ELETRO-ÓPTICA um espectrorradiômetro na faixa visível, baseado em uma barra com 128 sensores CCD e em um microprocessador 8085. Ele constituiu a primeira aplicação de CCD no INPE.



Figura 22 – Espectrorradiômetro CCD

Nesse espectrorradiômetro, a luz proveniente do alvo é dispersada por um monocromador constituído por uma fenda e um prisma. O espectro resultante é capturado pela barra de sensores CCD. O sinal de saída dos sensores é digitalizado e adquirido pelo microprocessador. Um disco, posicionado no caminho de entrada da óptica, permite que

sejam adquiridos dados de escuro e de iluminação local, para permitir a correção da informação de refletância do alvo.

4.2.6.4 Câmera Cartola

A câmera Cartola, nome que lhe foi dado em alusão ao seu formato, foi a precursora do BRESEX (ver item 4.2.5.1), tendo sido desenvolvida pelo ELETRO-OPTICA entre 1982 e 1984.

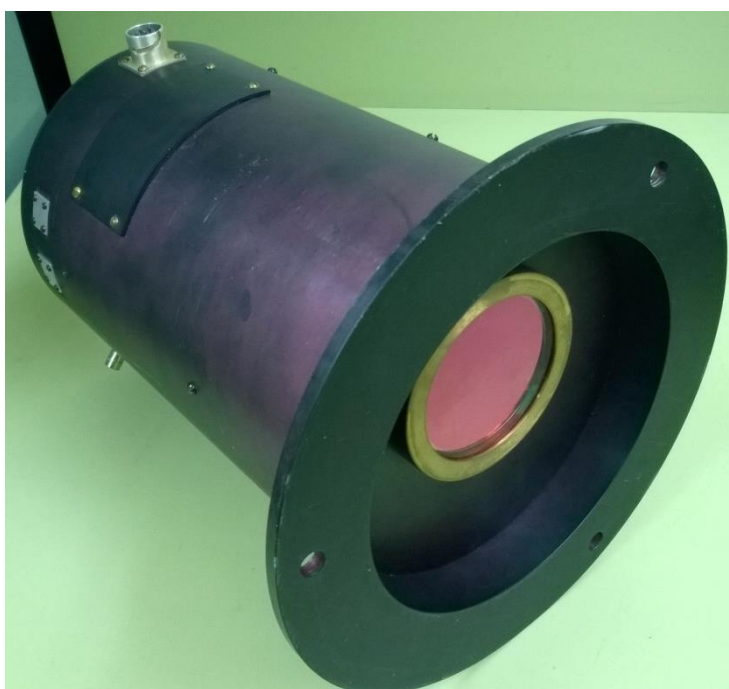


Figura 23 – Câmera Cartola

Este projeto pioneiro alavancou a experiência do grupo com câmeras CCD de sensoriamento remoto, mostrando-se posteriormente fundamental para o desenvolvimento dos imageadores brasileiros dos programas CBERS e Amazonia.



Figura 24 – Campanha de teste em voo e umas das imagens adquiridas, que mostra a região entre o ribeirão Vidoca, à esquerda, e o campus do CTA, à direita.

A câmera foi testada com sucesso em voos com o antigo Embraer Bandeirante do INPE, a altitudes médias de 4 km. Eram cerca de 200 quilos de equipamentos, incluindo a eletrônica associada à câmera CCD, uma unidade de armazenamento de imagens (UAI), um computador PC, um monitor de vídeo, uma fonte de alimentação, dentre outros, que eram transportados até o aeroporto para serem instalados na aeronave.

Tabela 12 - Principais características da câmera Cartola

Tempo de integração	6 ms
Quantização	10 bits
Taxa de dados da imagem	2,31 Mbit/s
Resolução espacial	~1 m, a 4 km de altitude

4.2.6.5 Scanner Infravermelho

Em 1982 foi iniciado no ELETRO-OPTICA o desenvolvimento de um imageador infravermelho termal, na faixa entre 8 e 14 μm , com varredura mecânica do tipo 'scanner' para uso em aeronaves.

O imageamento era feito através da varredura de linhas perpendiculares à direção do voo. A saída das imagens obtidas, cuja qualidade foi considerada comparável à de equipamentos comerciais estrangeiros da época, ocorria diretamente em filme fotográfico. Isso tinha por objetivo atender a usuários que não possuísem infraestrutura adequada para o processamento de imagens.

Tabela 13 - Principais características do Scanner Infravermelho

Sistema óptico: diâmetro do telescópio	7,5 cm
Sistema óptico: área do telescópio	44,18 cm^2
Sistema óptico: diâmetro do detector	1,0 mm
Sistema óptico: área do detector	0,785 mm^2
Faixa de operação	8 a 14 μm (IR termal)
Resolução espacial	~1 m, a 400 m de altitude

Esse projeto, cujos testes em voo – noturnos e diurnos – iniciaram com aeronaves Bandeirante e Regente no final de 1984, seguiu até 1986.



Figura 25 - Scanner Infravermelho

4.2.6.6 Sensor de Estrelas CCD

Em 1994 foi iniciado pelo ELETRO-OPTICA o projeto de um sensor de estrelas baseado em uma matriz fotodetectora em CCD. Tal sensor é dito 'não-autônomo' por ter como saída as coordenadas e magnitudes das estrelas observadas com relação à matriz, ao invés da atitude do equipamento – que deveria ser determinada externamente, por um computador de bordo.

O projeto, que seguiu até 2003, incluía um circuito eletrônico que fazia o rastreamento das estrelas observadas e possuía 5 placas de circuito impresso, totalizando uma massa da ordem de oito quilos. O Sensor de Estrelas CCD também inovou no uso de lógica programável (CPLDs e FPGAs).

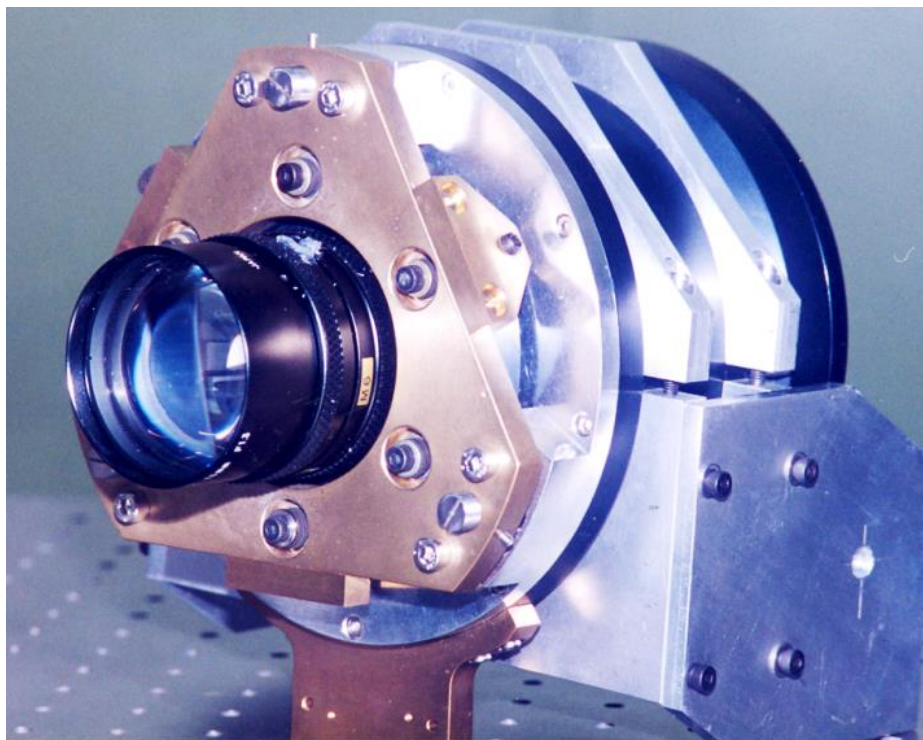


Figura 26 – Protótipo do Sensor de Estrelas CCD

Um protótipo desenvolvido internamente voou no início de 2004 no balão estratosférico da missão MASCO.

Tabela 14 - Principais características do Sensor de Estrelas CCD

Tipo	Cabeça fixa
Campo de visada	5,0° x 6,7°
Detector	CCD (288 x 384)
Tamanho angular do pixel	63 seg. de arco
Precisão angular (3s)	10 seg. de arco
Faixa de magnitude visual	$0 < m < 5$
Número de Estrelas Rastreadas	5
Precisão de medida da magnitude	$\pm 0,3$
Modos de operação	Busca e rastreamento
Saída	Coordenadas e magnitudes das estrelas nos modos busca e rastreamento

4.2.6.7 Sensor de Estrelas Autônomo

Dando continuidade ao Sensor de Estrelas CCD, foi iniciado em 2003 o projeto para um Sensor de Estrelas Autônomo (SEA). Além do natural amadurecimento no uso das tecnologias adotadas na primeira versão, o SEA difere de seu precursor pelo fato de ser capaz de determinar sua própria atitude a partir das imagens do céu geradas pelo sensor – algo realizado externamente no Sensor de Estrelas CCD.

O SEA consiste basicamente de uma câmera fotográfica computadorizada com software de reconhecimento de padrões, para a identificação das estrelas contra um catálogo embarcado, e software de determinação de atitude.

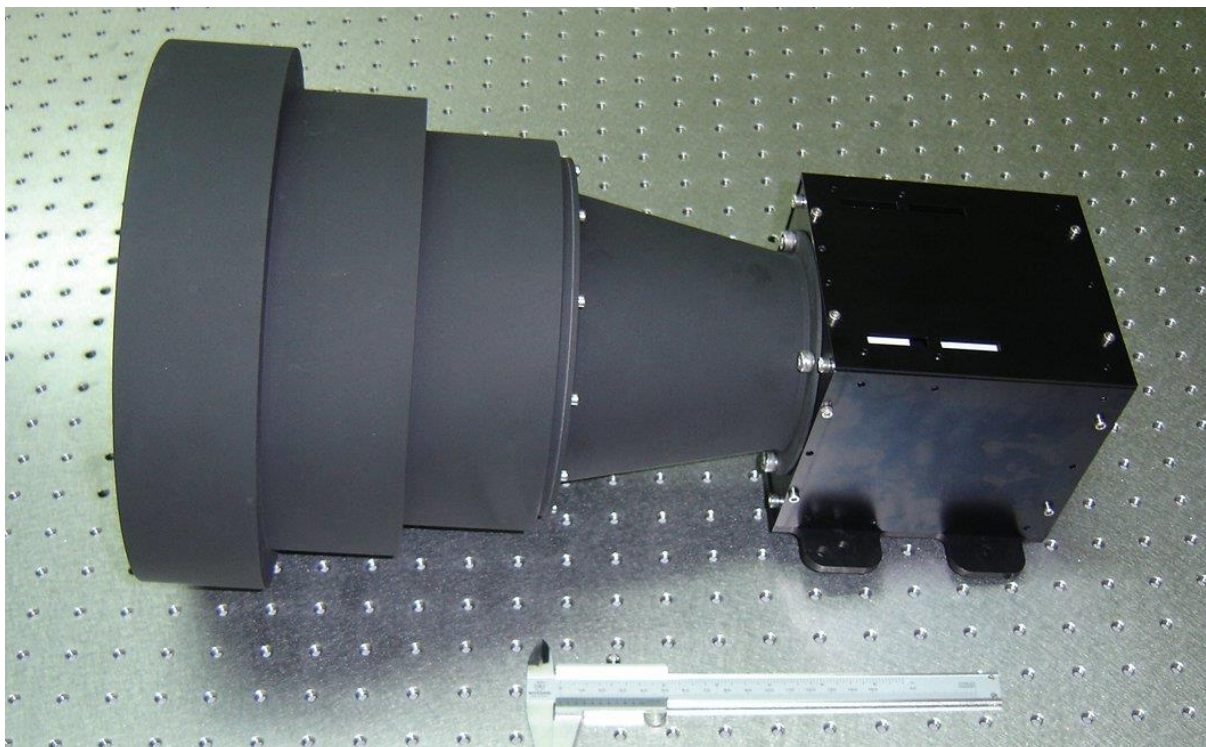


Figura 27 – Modelo de engenharia do Sensor de Estrelas Autônomo

Os primeiros estudos sobre algoritmos de identificação de estrelas no INPE ocorreram com o desenvolvimento da missão MASCO. Em 2003 foi criado o Programa de Testes de Algoritmos para Sensores de Estrelas (PTASE), software desenvolvido com o objetivo de comparar diferentes algoritmos de determinação de atitude. Também nesse ano foi finalizada a eletrônica do protótipo da câmera.

De 2004 a 2010 o projeto contou com financiamento da FINEP. Nesse período foi contratada a empresa OPTOVAC a fabricação da óptica e foi realizado o projeto eletrônico, já visando o uso em órbita. Também foi implementada a primeira versão do software embarcado.

O projeto contou também com suporte do projeto SIA, a partir de 2008, para o desenvolvimento de um Simulador de Cena, desenvolvimento dos softwares embarcados (contratado da empresa Omnisys Engenharia, a partir do código já desenvolvido pelo grupo) e da bancada de testes e melhorias na óptica.

Em 2012 o SEA foi alocado para voo na missão de balão estratosférico protoMirax, com lançamento previsto para 2015, como forma de qualificação do projeto em um ambiente próximo ao ambiente espacial.

O SEA é o primeiro projeto do ELETRO-OPTICA a usar extensivamente a tecnologia de montagem em superfície (SMT), e faz largo uso de lógica programável, com FPGA na eletrônica embarcada e CPLDs na bancada de testes.

Tabela 15 – Principais características do Sensor de Estrelas Autônomo

Tipo	Cabeça fixa
Campo de visada	25° x 25°
Detector	CMOS APS (1024 x 1024, 10 bpp)
Tamanho angular do pixel	90 seg. de arco
Precisão angular (3s)	10 seg. de arco
Taxa de sucesso	> 99 %
Consumo	< 10 W
Massa	5 kg (modelo de engenharia); 6 kg (modelos protoMirax)
Modos de operação	Stand-by, determinação de atitude, imageamento, calibração
Saída	Atitude triaxial do sensor de estrelas no modo determinação de atitude. Imagens no modo imageamento.
Processador	ERC32 (TSC695FL) da Atmel de 32 bits @ 12 MHz
Memórias	4 Mbytes de RAM
Linguagem de Programação de SW	C e Assembly

Para a calibração e testes do SEA, vêm sendo desenvolvidos pelo grupo dois simuladores de ambiente: um Simulador de Estrelas e um Simulador de Cena.

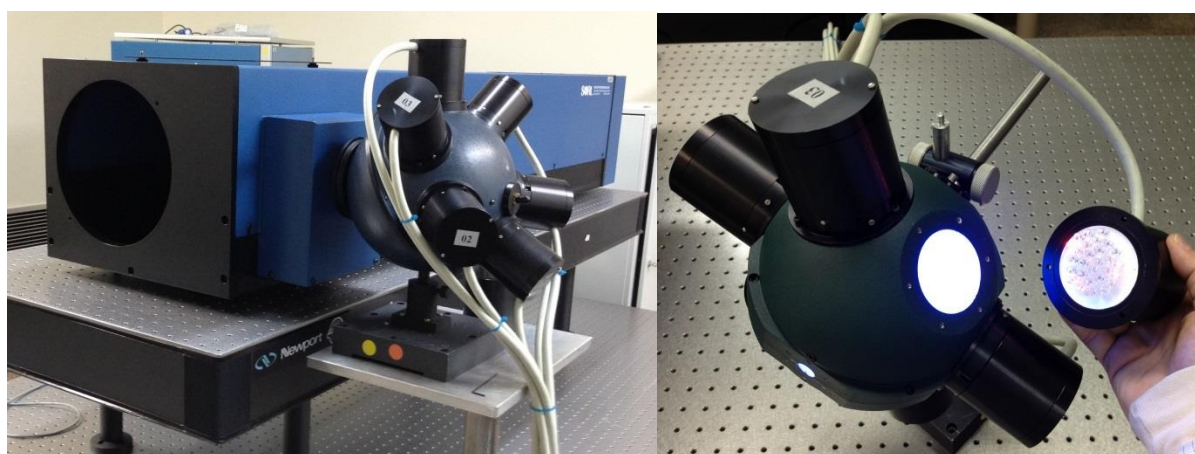


Figura 28 – Simulador de Estrelas para o SEA (esq.) e sua esfera integradora (dir.)

O Simulador de Estrelas é uma fonte de luz multiespectral com LEDs, programável, utilizada para sintetizar uma estrela com um dado espectro desejado para a calibração do SEA. Os LEDs são montados em uma esfera integradora, utilizada para misturar a luz emitida por eles. Essa luz escapa por um pequeno orifício e é enviada para um colimador, que paraleliza os raios provenientes deste orifício, simulando assim uma estrela no infinito.

Já o Simulador de Cena, em desenvolvimento desde 2011, permitirá que se realize testes dinâmicos com o SEA – por exemplo, testar o efeito da velocidade de rotação do satélite ao qual o sensor está fixado. Ele consiste de um microdisplay LCD e uma óptica colimadora que paraleliza os raios luminosos emitidos pelos pixels do microdisplay.

5 O GRUPO DE SUPERVISÃO DE BORDO

5.1 SOBRE O SUBORD

O objetivo principal do Grupo de Supervisão de Bordo (SUBORD) é o desenvolvimento de sistemas computacionais embarcados para os programas institucionais do INPE.

Desde sua criação o grupo participou dos programas MECB, CBERS, PMM e de Satélites Científicos do INPE.

A figura abaixo sumariza a participação do SUBORD em missões e projetos institucionais, e os principais produtos desenvolvidos. Os próximos itens descrevem tal participação, agrupada por programas.

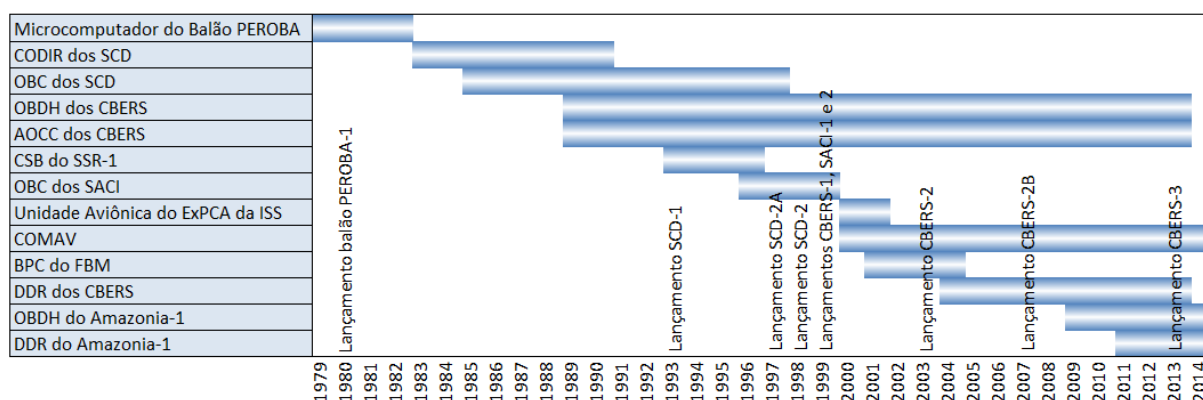


Figura 29 – Linha do Tempo da Participação do Grupo de Supervisão de Bordo em Missões Institucionais

5.2 PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS

5.2.1 MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA (MECB)

5.2.1.1 Computadores de Bordo dos SCD-1, 2A e 2

O SUBORD especificou, projetou, fabricou e testou o hardware e software do Subsistema de Supervisão de Bordo do SCD-1 no período entre 1985 e 1991. Tal Subsistema era composto por uma Unidade de Processamento Central (UPC) e uma Unidade de Processamento Distribuído/Comunicação (UPD/C) atuando em redundância.

Essas Unidades de Processamento eram tratadas conjuntamente por “Computador de Bordo”, e proviam ao satélite funções como processamento de TCs, geração e formatação de TM, tempo de bordo, execução de comandos temporizados, gerenciamento de TM armazenada fora de visada, registro de eventos, mecanismos de tolerância a falhas, housekeeping e outros.



Figura 30 – UPD/C (esq.) e UPC do SCD-1

O Computador de Bordo do SCD-1 foi concebido em princípio como um experimento; em caso de falha, o satélite poderia ser operado sem ele. Entretanto, o Computador foi utilizado de forma nominal devido à confiabilidade apresentada e vantagens oferecidas para a operação do SCD-1, dentre elas o armazenamento de dados do status de operação do satélite durante todo o período de operação e posterior transmissão para solo.

As principais características do Computador de Bordo do SCD-1 são listadas na Tabela 16.

Tabela 16 - Principais características do Computador de Bordo do SCD-1

Processador	SBP 9989 da Texas, de 16 bits @ 1.41 MHz
Memórias	RAM: 64 kbytes PROM: 8 kbytes
Nr. de Comandos Discretos	4
Nr. de Telemetrias Analógicas	96
Nr. de Telemetrias Bilevel	64
Nr. de Canais Seriais	1 (ad-hoc, baseado no protocolo MIL-STD-1553)
Linguagem de Programação de SW	Assembly
Tamanho do SW	Monitor de Carga: 2.5 kbytes SW de voo: 13 kbytes

O SUBORD também desenvolveu programas aplicativos para o Centro de Controle de Satélites (CCS), para a geração de telecomandos e análise de telemetria armazenada.

Devido ao ganho de confiança com o Computador de Bordo do SCD-1, o mesmo deixou de ser tratado como um experimento. Considerou-se que a UPC poderia ser descartada para os próximos satélites da série, SCD-2A e SCD-2, mantendo-se apenas a UPD/C.

A fabricação da UPD/C para o SCD-2A e 2 foi iniciada em 1992, tendo a última unidade sido integrada ao SCD-2 em 1997. A ela foi adicionada a capacidade de controlar de forma autônoma as bobinas magnéticas responsáveis pelo controle da rotação do satélite, função não existente no SCD-1.

5.2.1.2 Codificador Direto de Telemetria dos SCD-1, 2A e 2

Além dos Computadores de Bordo, o SUBORD também desenvolveu totalmente, entre 1983 e 1990, o Codificador Direto de Telemetria (CODIR), parte integrante do Subsistema de Telemetria, Tracking e Comandos (TT&C) dos satélites da série SCD.

O CODIR tem por função a aquisição “direta” (ou seja, sem participação do Computador de Bordo no processo) de dados do satélite em tempo real (durante os períodos de visada do satélite, ou seja, comunicação com a estação terrena), sua formatação e envio de frames de telemetria para o transponder de serviço.

O CODIR era composto por uma placa Controladora, 3 placas de aquisição analógica e 2 placas de aquisição digital e serial. Sua frequência de operação é de 131,072 KHz.

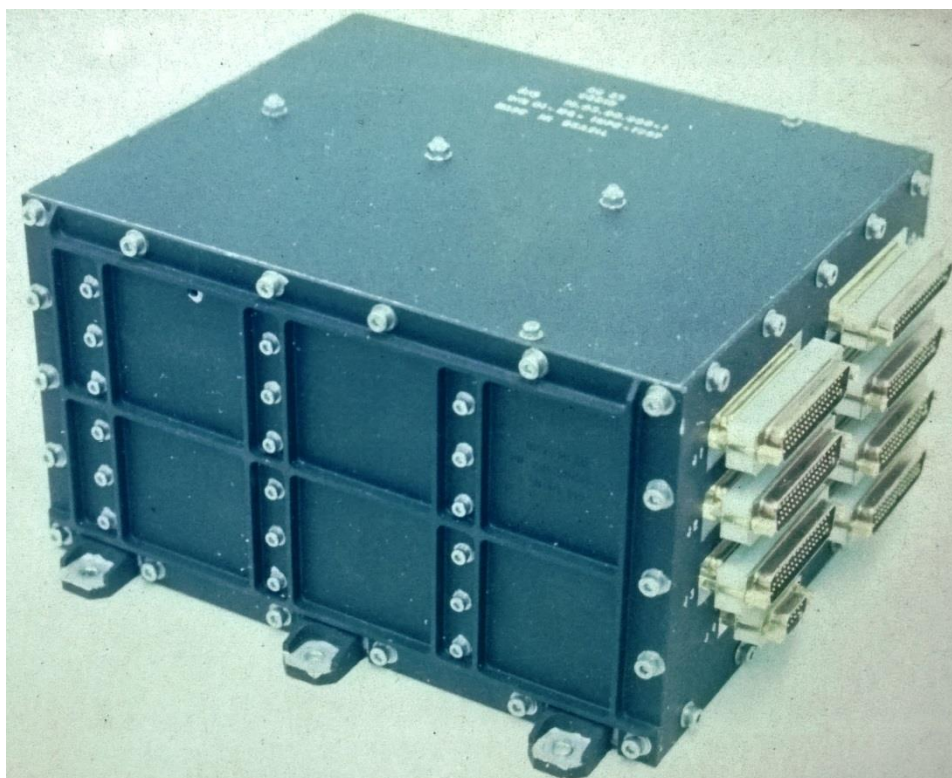


Figura 31 – CODIR do SCD-1

Por possuir uma eletrônica mais simples que a do Computador de Bordo, em caso de falha no Computador, o satélite ainda poderia receber dados de supervisão de bordo em tempo real.

5.2.1.3 Computador de Supervisão de Bordo do SSR-1

Para o Satélite de Sensoriamento Remoto 1 (SSR-1), previsto pela MECB e que seria completamente nacional, o SUBORD trabalhou no projeto e desenvolvimento de um Computador de Supervisão de Bordo (CSB). Esse computador era mais moderno que os da série SCD, e baseado em um microprocessador com maior capacidade. Tal desenvolvimento foi feito internamente ao Grupo entre 1993 e 1996.

Funcionalmente, o CSB era equivalente à UPD/C do SCD, tendo como principal diferença a comunicação com um Computador de AOCS, que seria responsável pelo controle de atitude do satélite, estabilizado em três eixos.

O CSB era constituído de um Módulo de Potência e Chaveamento (MPC) e duas unidades de processamento, segundo o modelo de redundância dinâmica fria. Cada unidade de processamento era composta de um barramento, um Módulo Central de Processamento (MCP), um Módulo de Memória Principal (MMP) e quatro módulos de entrada/saída divididos em um Módulo de Telecomando e Telemetria (MTT), um Módulo de Pulsos Liga/Desliga (MPL) e dois Módulos de Aquisição de Dados (MAD).

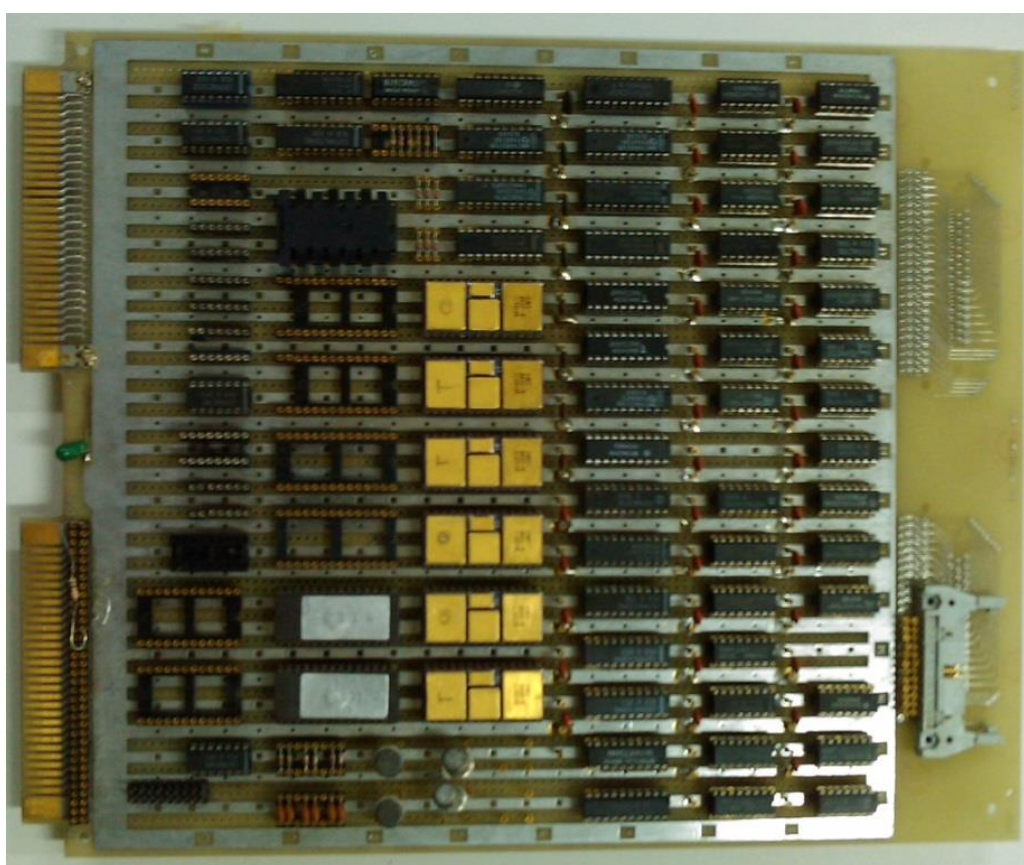


Figura 32 – Protótipo de placa de memória do Computador de Supervisão de Bordo do SSR-1

Embora o satélite SSR-1, em sua concepção original, tenha sido cancelado, um protótipo de seu CSB chegou a ser desenvolvido, incluindo funções básicas de software de supervisão de bordo baseado no SCD-1.

Tabela 17 - Principais características do Computador de Bordo do SSR-1

Processador	80C86 da Harris, de 16 bits, @ 4 MHz
Memória	PROM: 24 Kbytes x 16 bits RAM: 64 Kbytes x 22 bits
Linguagem de Programação de SW	Assembly

5.2.2 PROGRAMA CBERS

5.2.2.1 Computadores de OBDH da primeira e segunda geração dos CBERS

Diferentemente dos SCD, o processamento do Subsistema OBDH dos satélites da série CBERS é distribuído. O subsistema é composto por um Barramento Serial de Dados (SDB) que interliga a Unidade Terminal Central (CTU) às sete Unidades Terminais Remotas (RTU). A CTU é responsável pela comunicação com solo e pela supervisão de bordo e as RTUs pela aquisição de dados e atuação nos subsistemas de bordo. O SDB interliga ainda o OBDH ao subsistema de Controle de Atitude e Órbita (AOCS) através do computador AOCC (ver item 5.2.2.2), o qual é tratado como uma unidade remota.

Em termos funcionais, e comparativamente aos SCD, o OBDH passou a ser responsável também pela execução do controle térmico do satélite e do gerenciamento das cargas úteis.

O Subsistema OBDH está sob responsabilidade da ISSE/CAST, a qual contratou o INPE para o desenvolvimento de seu sistema computacional. O Grupo SUBORD foi encarregado desse desenvolvimento, projetando em colaboração com os engenheiros da ISSE/CAST o hardware e software da CTU e RTUs.

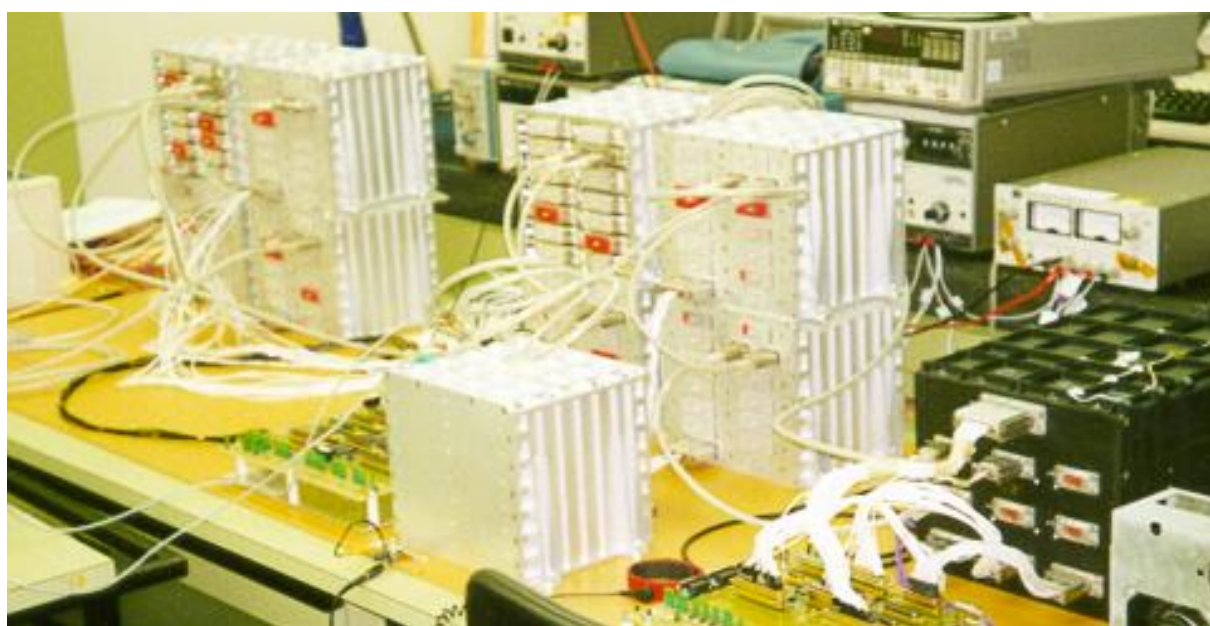


Figura 33 – RTUs e CTU do CBERS-2

Para o CBERS 1 e 2, no qual o SUBORD trabalhou entre 1989 e 2003, o projeto do hardware foi transferido para fabricação e testes para a empresa Elebra, com acompanhamento do Grupo. Posteriormente, a empresa Omnisys Engenharia foi selecionada para a fabricação dos computadores do OBDH dos CBERS 2B, 3, 4 e 4A, também com acompanhamento pelo SUBORD, entre 2007 e 2013.

O projeto do software foi transferido para codificação pela ISSE/CAST, sendo posteriormente testado pelo SUBORD. Coube ao Grupo também desenvolver totalmente o sistema de testes para a CTU e RTUs, fornecido tanto para a indústria como para a CAST.

As principais diferenças entre o OBDH da primeira geração do CBERS (1, 2 e 2B) e o da segunda geração (3, 4 e 4A) foram a adoção de um barramento MIL-STD-1553 (na primeira geração era usado um barramento ad-hoc, baseado no 1553) e mudanças no número e configuração dos canais de telemetria e telecomandos.

As principais características do Subsistema de OBDH da segunda geração de satélites CBERS são sumarizadas na Tabela 18.

Tabela 18 - Principais características do Subsistema de OBDH dos CBERS-3, 4 e 4A

Componentes do Subsistema	1 CTU, 7 RTUs, barramento de dados
Processadores	CTU: 80C86 da Intel, de 16 bits, @ 4 MHz RTUs: 80C31 da Intel, de 8 bits @ 6 MHz
Memórias	CTU: 256 kbytes de RAM, 32 Kbytes de PROM RTU: 8 kBytes de RAM, 8 Kbytes de PROM
Barramento Serial	MIL-STD-1553
Nr. de Comandos Discretos por HW	249
Nr. de Comandos Discretos por SW	222
Nr. de Comandos para Memory Load	15
Nr. de Comandos Seriais Digitais	13
Nr. de Telemetrias Analógicas	420
Nr. de Telemetrias de Termistores	228
Nr. de Telemetrias Bilevel	292
Nr. de Canais de Telemetria Seriais Digitais	13
Linguagem de Programação de SW	Assembly
Tamanho do SW	SW CTU: 28 Kbytes SW RTU: 3 Kbytes

5.2.2.2 Computadores de AOCC da primeira e segunda geração dos CBERS

O Subsistema de AOCS dos satélites da série CBERS é responsável pelas funções de determinação e controle de atitude e órbita. Ele é composto pelo Computador de AOC (AOCC) e 13 Unidades Terminais Locais (LTUs), responsáveis pela interface com os sensores e atuadores de controle de atitude e órbita. A comunicação entre o AOCC e as LTUs se dá por canais seriais RS-232, numa arquitetura de topologia do tipo “estrela”.

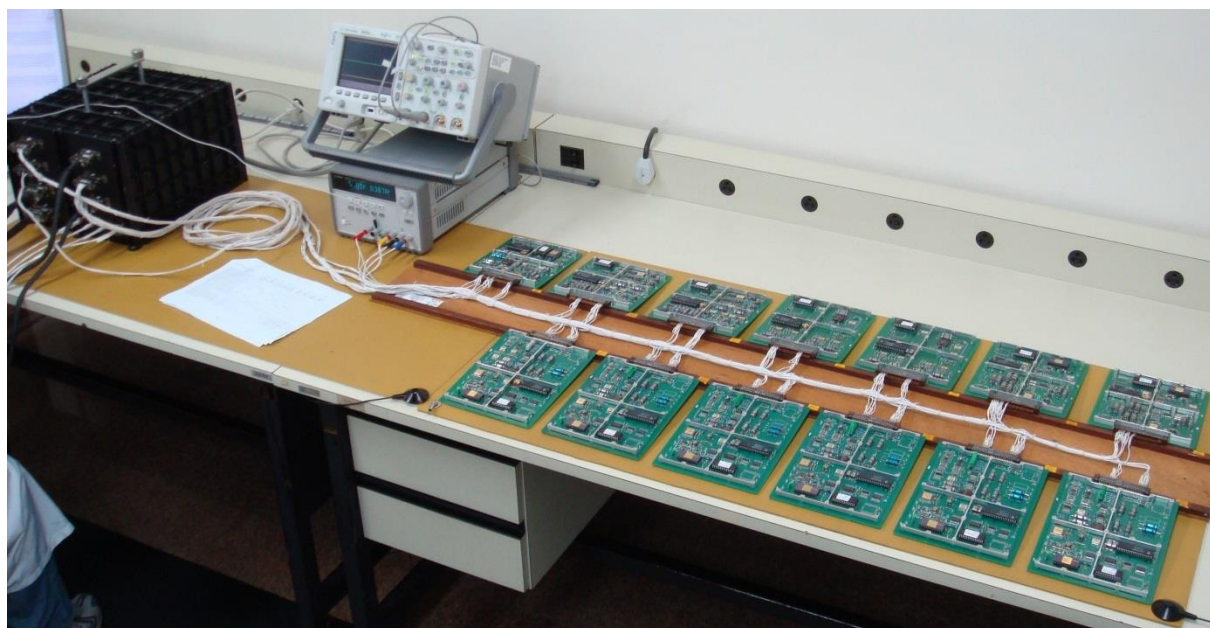


Figura 34 – AOCC do CBERS-2B (à esquerda, preto) e suas LTUs

Os Subsistema de AOCS está sob responsabilidade do BICE/CAST. O INPE foi contratado para desenvolver parte do hardware do AOCC (Módulos de Memória com mecanismo de detecção de erros e módulos do Controlador de Barramento) e a fabricação dos equipamentos, tendo essa tarefa ficado a cargo do Grupo SUBORD.

Para o CBERS 1 e 2, o projeto do hardware foi transferido para fabricação e testes para a empresa Elebra, com acompanhamento do SUBORD entre 1989 e 2003. Posteriormente, a empresa Omnisys Engenharia foi selecionada para a fabricação dos equipamentos do AOCS dos CBERS 2B, 3, 4 e 4A, também com acompanhamento pelo Grupo, o que ocorreu no período de 2004 a 2013.

Em função de falhas ocorridas nos CBERS-1 e 2, a arquitetura interna do AOCC foi modificada na segunda geração dos satélites, tornando-se mais próxima daquela adotada para a CTU do OBDH.

Tabela 19 - Principais características do HW do AOCC dos CBERS-3, 4 e 4A

Processador	80C86 da Intel, de 16 bits, @ 4 MHz
Memórias	RAM: 256 kbytes PROM: 32 Kbytes
Barramento Serial	MIL-STD-1553B
Canais Seriais	13 canais RS-232 2 canais RS-422
Portas paralelas	49 de saída 26 de entrada
Canais A/D e D/A de 12 bits	6 canais A/D 7 canais D/A

5.2.2.3 Digital Data Recorder dos CBERS-3, 4 e 4A

Nos CBERS 3, 4 e 4A, o Digital Data Recorder (DDR) é o subsistema responsável pela gravação dos dados de carga útil. Na primeira geração dos CBERS, o gravador de dados

(então analógico, baseado em fitas magnéticas) ficou a cargo da CAST. Já na segunda geração, a responsabilidade pelo subsistema passou ao INPE, ficando o Grupo SUBORD a cargo desse desenvolvimento, com a missão de passá-lo à indústria.

Assim, o SUBORD especificou em 2004 o Subsistema DDR do CBERS 3, 4 e 4A, agora baseado em armazenamento digital com memória SDRAM, e acompanhou até 2010 o projeto, fabricação e testes, contratado da empresa Mectron Engenharia.



Figura 35 – Equipamentos SSR e DSS, componentes do Subsistema DDR do CBERS-3, 4 e 4A

O DDR grava dados provenientes de todas as câmeras do satélite: PAN, MUX, IRS e WFI, e os envia ('playback') para o Data Transmitter (DT), que por sua vez os transmite para solo. Ele é composto por dois equipamentos, o Solid-State Recorder (SSR), responsável pelo armazenamento dos dados, e o Digital Signal Switch (DSS), que é responsável pela seleção do fluxo de dados das câmeras MUX (20m) e WFI.

O DDR faz uso intensivo de FPGA's em seu projeto, algo que passou a ser adotado em equipamentos de satélites do INPE nos CBERS-3, 4 e 4A.

Tabela 20 - Principais características do Subsistema DDR dos CBERS-3, 4 e 4A

Nr. de canais seriais LVDS de entrada	5 independentes, com redundância
Capacidade de armazenamento	320 Gigabits de SDRAM (BOL) <i>(suficiente para 15 minutos de gravação para cada canal)</i>
Comunicação com o OBDH	Terminal Remoto MIL-STD-1553B 12 comandos on-off 8 telemetrias bi-level 2 telemetrias analógicas
Microcontrolador	80C32E da Atmel, de 8 bits, @ 30 MHz
Linguagem de programação do SW Gerenciador	C

5.2.3 SATÉLITES CIENTÍFICOS E TECNOLÓGICOS

5.2.3.1 On-Board Computer do SACI-1 e 2

Para o Programa de Satélites Científicos, o SUBORD colaborou com o Subsistema de Computação de Bordo (On-Board Computer, OBC) dos primeiros microsatélites brasileiros, o SACI-1 e SACI-2. O desenvolvimento desse subsistema, iniciado em 1996 e que durou até 1999, contou com a cooperação da Universidade Federal do Ceará.

O OBC realizava as funções de supervisão de bordo, determinação e controle de atitude (baseado em Sensores Solares, Magnetômetro e Bobinas de Torque Magnético), aquisição de dados e controle dos experimentos.

Seu sistema computacional utilizava a arquitetura Trisputer, onde o processamento do software era distribuído paralelamente entre três processadores, o que também permitia a continuidade da operação - em modo degradado - em caso de falha de um ou dois processadores.



Figura 36 – Modelo de Engenharia de Frame do OBC do SACI

O SUBORD participou do desenvolvimento da arquitetura Trisputer e seus módulos de CPU, desenvolveu o hardware e software de supervisão de bordo, de aquisição de dados e controle dos experimentos científicos, e dos testes de integração.

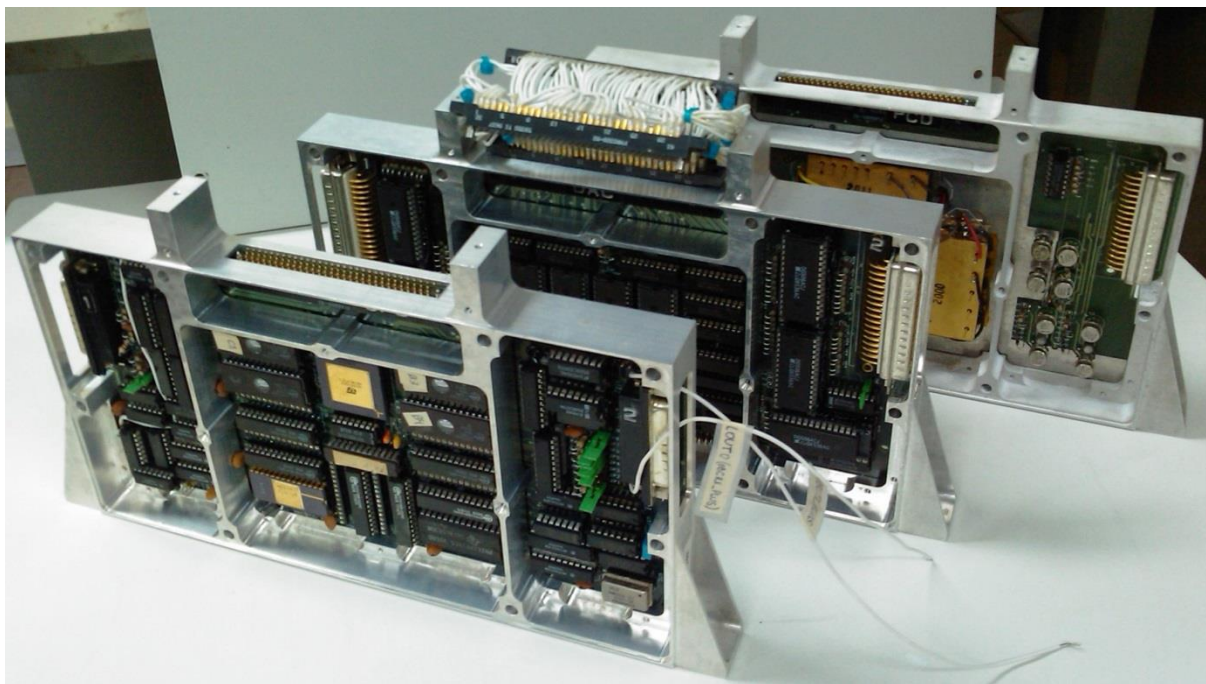
Tabela 21 - Principais características do OBC dos SACI

Processador	Transputer T805-30 da INMOS, de 32 bits, @ 20 MHz
Memórias	RAM: 128 Kbytes PROM: 128 Kbytes Memória de Massa: 4 Mbytes
Comunicação serial com equipamentos	Entre CPU's e TC/TM: link serial de 10 Mbits/s Com experimentos: RS-422
Nr. de Comandos Discretos	35
Nr. Telemetrias Analógicas e Bilevel	96
Tamanho do SW de Voo	98 Kbytes
Linguagem de programação	OCCAM

5.2.3.2 Brazilian Payload Computer do FBM

A missão French-Brazilian Microsatellite (FBM) previa participação igualitária entre França e Brasil no desenvolvimento de um microssatélite científico. Cada país embarcaria um conjunto próprio de experimentos.

Para gerenciar os experimentos brasileiros, foi totalmente desenvolvido pelo SUBORD, entre 2001 e 2004, um Modelo de Engenharia do Brazilian Payload Computer (BPC), que também se comunicava com o computador de supervisão de bordo do microssatélite.

**Figura 37 – Modelo de Engenharia do Brazilian Payload Computer do FBM**

O BPC faz uso do mesmo microprocessador (Transputer) e linguagem de programação que havia sido adotado para os Satélites Científicos do INPE sem, entretanto, adotar a arquitetura Trisputer. Além das funções próprias de um computador de bordo, o BPC trazia também parte da eletrônica de alguns dos experimentos brasileiros.

Tabela 22 - Principais características do BPM do FBM

Processador	Transputer T805-30 da INMOS, de 32 bits, @ 20 MHz
Memórias	RAM: 128 Kbytes PROM: 128 Kbytes Memória de Massa: 2 Mbytes
Nr. de Comandos Discretos	32
Nr. de Telemetrias Analógicas e Termistores	64
Nr. de Telemetrias Bilevel	8
Tamanho do SW de Voo	100 Kbytes
Linguagem de programação	OCCAM

5.2.4 PLATAFORMA MULTIMISSION

5.2.4.1 Computador de OBDH do Amazonia-1

O Subsistema de ACDH (Attitude Control and Data Handling) do satélite de sensoriamento remoto Amazonia-1, primeiro satélite a utilizar a Plataforma Multimissão (PMM) do INPE – e sucessor do SSR-1 – foi contratado pelo INPE da empresa argentina INVAP. Tal subsistema comporta as funções de AOCS e de OBDH, que são executadas em computadores distintos.

A participação do SUBORD no desenvolvimento desse computador, iniciada em 2009 e que se mantém até a presente data, se deu principalmente em duas atividades: no fornecimento de placas de interface chamadas conjuntamente de Functional Input/Output Group (FIOG), contratadas da empresa israelense Aitech Systems, e no desenvolvimento do software de OBDH.

As placas FIOG são divididas em duas categorias: uma placa analógica responsável pela aquisição dos canais analógicos e de termistores, e uma placa digital responsável pela aquisição dos canais bilevel e distribuição dos comandos pulsados, gerados por software.

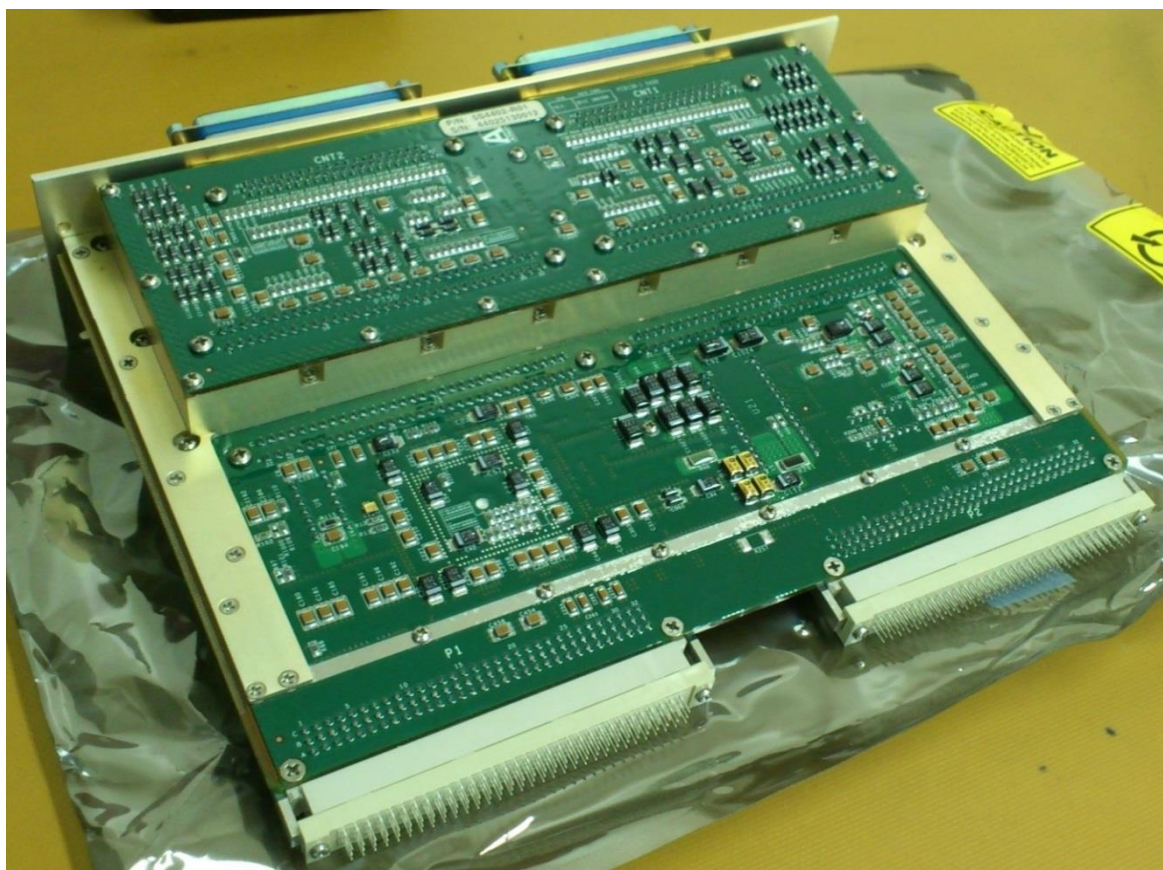


Figura 38 – Placa de aquisição analógica e de termistores da FIOG do MV do OBDH do Amazonia-1

Em termos de software, o SUBORD participou da especificação, projeto, codificação e testes do software aplicativo do OBDH do Amazonia-1. Também forneceu ferramentas de composição de telecomandos, originárias do projeto COMAV (ver item 5.2.6.2), para os testes do ACDH.

Além disso, ficou sob responsabilidade do Grupo a implementação da versão final do software de OBDH, que comporta requisitos tardios de missão como a sequência de lançamento, gerenciamento de modos do satélite, gerenciamento do payload e regras sistêmicas de FDIR.

Tabela 23 - Principais características do Computador de OBDH do Amazonia-1

Processador	ERC32 (TSC695FL) da Atmel de 32 bits @ 16 MHz
Memórias	4 Mbytes de RAM 512 Kbytes de EEPROM 32 Kbytes de PROM
Nr. de Comandos Discretos por HW	32
Nr. de Comandos Discretos por SW (FIOG)	72
Nr. de Telemetrias Analógicas (FIOG)	64
Nr. de Telemetrias de Termistores (FIOG)	136
Nr. de Telemetrias Bilevel (FIOG)	64

Interfaces Seriais	Barramento MIL-STD-1553B 2 seriais RS-422
Mecanismo de sincronização de tempo	PPS (de GPS ou interno) + distribuição de OBT por MIL-STD-1553B ou RS-422.
Linguagem de Programação de SW	C
Tamanho do SW	~300 Kbytes

5.2.4.2 Digital Data Recorder do Amazonia-1

Além da participação do SUBORD no subsistema de OBDH do Amazonia-1, também ficou a cargo do grupo, a partir de 2011, as atividades associadas ao subsistema Digital Data Recorder (DDR) deste satélite, contratado da empresa Equatorial Sistemas.



Figura 39 – Solid State Recorder do DDR do Amazonia-1

O DDR grava dados provenientes da câmera AWFI, e os envia ('playback') para o AWFI Data Transmitter (AWDT). O DDR pode, ainda, enviar os dados da AWFI diretamente para o AWDT ('real time').

Assim como no CBERS, o subsistema é composto por dois equipamentos, o Solid-State Recorder (SSR), responsável pelo armazenamento dos dados, e o Digital Signal Switch (DSS) responsável pela seleção do fluxo de dados.

Tabela 24 - Principais características do Subsistema DDR do Amazonia-1

Nr. de canais seriais LVDS de entrada	1 independente, com redundância
Capacidade de armazenamento	256 Gigabits, BOL, com mais 256 Gigabits em redundância fria (<i>suficiente para 15 minutos de gravação</i>)

Comunicação com o OBDH	Terminal Remoto MIL-STD-1553B 2 comandos on-off 6 telemetrias bi-level 4 telemetrias analógicas
-------------------------------	--

5.2.5 PARTICIPAÇÃO EM PROJETOS COM A NASA

5.2.5.1 Unidade Aviônica do Express Pallet Control Assembly (ExPCA) da Estação Espacial Internacional (ISS)

Como parte de sua participação no programa ISS, o Brasil se comprometeu a fornecer à Estação o Express Pallet do BISSP (Brazilian International Space Station Program).

O Express Pallet é uma plataforma sobre a qual são montados experimentos científicos fora da área pressurizada da ISS. Uma das partes do Express Pallet é o Control Assembly (ExPCA), que provê aos experimentos suporte elétrico e de comunicação, através de encaminhamento de comandos e monitoramento.

O ExPCA é composto pela Unidade Aviônica, Radiador e Adaptador. O SUBORD acompanhou, junto ao SUPRI, a especificação da Unidade Aviônica, entre 2000 e 2001.

A arquitetura da Unidade Aviônica do ExPCA não possui redundância, mas possui um forte requisito para a detecção e isolamento de erros, com mecanismos de tolerância a falha implementados por HW como cão de guarda, detecção e correção de erros em memórias, proteção de escrita em área protegida e memory scrubbing.

Tabela 25 - Principais características computacionais e de interface do ExPCA da ISS

Processador	RISC de 32 bits (microRAD) @ 50 MHz
Memórias	64 Mbytes de DRAM com EDAC 2 Mbytes de SRAM com EDAC 512 Kbytes de EEPROM com EDAC
Barramento Serial	2 barramentos MIL-STD-1553B (atuando como BC em um deles, RT em outro)
Ethernet	12 canais Ethernet 10 Base-T (IEEE 802.3) à taxa de 6 Mbps
Canal Serial por Fibra Óptica	100 Mbps
Canais de Aquisição Discreta	36
Canais de Aquisição Analógica	36
Canais de Aquisição de Termistores	36
Canais de Atuação Discreta	36

O acompanhamento desse projeto seguiu até a PDR do mesmo; algum tempo depois o mesmo foi cancelado.

5.2.6 PROJETOS DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO

5.2.6.1 Microcomputador de Bordo do Balão Estratosférico PEROBA

Na missão PEROBA (ver item 4.2.6.2), coube ao grupo de computação localizado na DCA – que viria a se tornar o SUBORD – a integração do microcomputador de bordo para o balão estratosférico. A participação do grupo na missão foi iniciada em 1979, seguindo até 1982.

Essa foi a primeira aplicação de microcomputadores embarcados no Brasil. Tratava-se de um microcomputador Astro B2, baseado em um processador Zilog Z80 de 8 bits, com software desenvolvido em linguagem Assembly.

Suas funções, no balão, eram a recepção e execução de comandos de solo para o controle do telescópio, bem como a coleta de dados das cargas úteis e sua transmissão para solo.

5.2.6.2 Computador Avançado de ACDH (COMAV)

O COMAV nasceu em 2000 como um projeto de Pesquisa & Desenvolvimento com o objetivo inicial de ser um Computador de OBDH para satélites científicos de pequeno porte ou para experimentos embarcados na ISS (considerando projetos com os quais o SUBORD estava envolvido à época).

Com a participação do SUBORD no Programa PMM, o conceito desse novo computador evoluiu para o de um computador único para o Subsistema ACDH desse programa, solução que já se observava como uma tendência mundial.

O projeto COMAV contempla o desenvolvimento de hardware, software de supervisão de bordo, bem como hardware e software do equipamento de testes para o computador.

O COMAV possui uma arquitetura funcional modular com redundância interna. Isso significa que, caso um módulo do computador falhe, é acionada a redundância (quente ou fria, a depender do caso) apenas daquele módulo – e não do computador inteiro, como no caso do Amazonia-1, por exemplo. Os demais módulos continuam operando em suas unidades nominais.

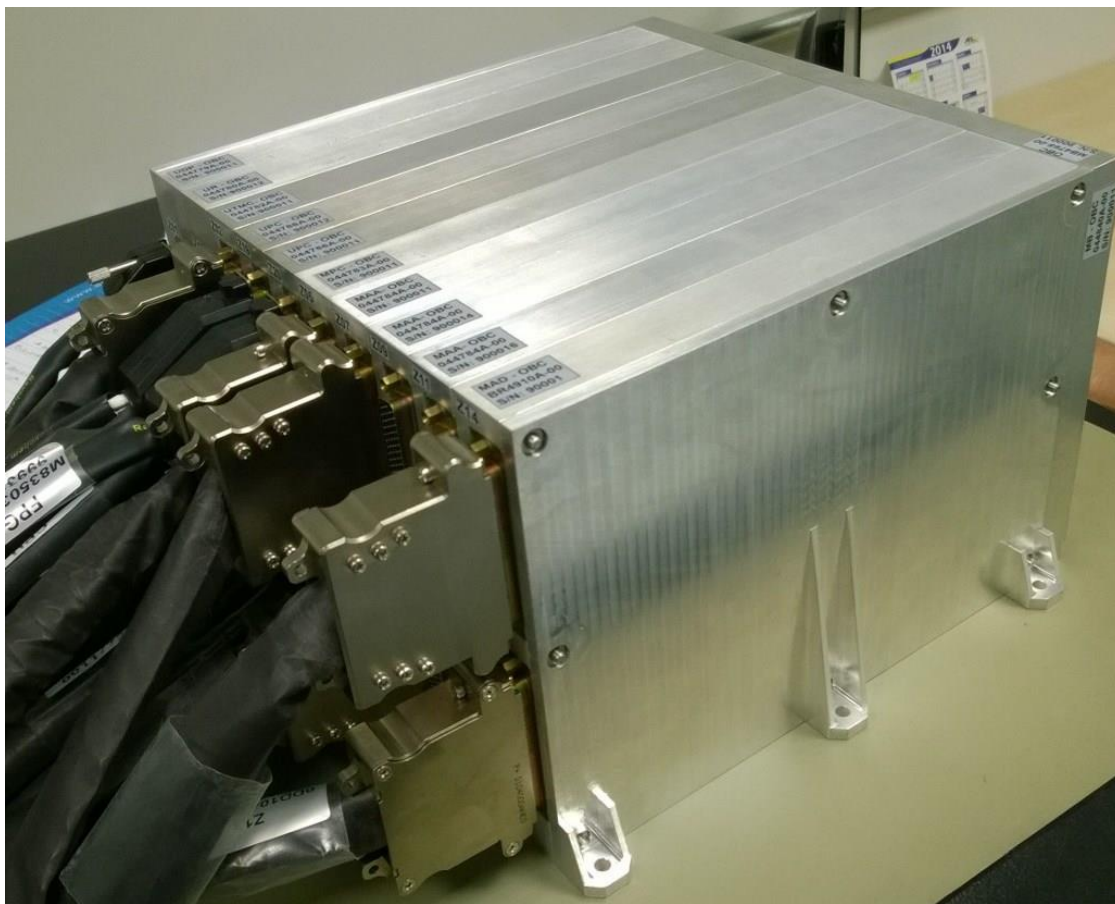


Figura 40 – Modelo de Engenharia do Computador de ACDH COMAV

Com relação ao software de bordo, padrões internacionais CCSDS e ECSS orientaram o seu projeto, o que propicia maior reuso entre missões, maior facilidade de operação do satélite e mais flexibilidade para lidar com eventuais falhas durante a missão. Os formatos e intervalos de geração dos pacotes de telemetria, por exemplo, podem ser totalmente reconfigurados a qualquer momento, em voo – o que em muito reduz a disputa por budgets de telemetria entre os diversos subsistemas, durante o projeto e fabricação de um satélite.

No que diz respeito ao controle de atitude e órbita, o COMAV fornece interface com os sensores e atuadores, capacidade computacional e, em termos de software, disponibiliza os dados adquiridos e provê meios para atuação pelos aplicativos de controle. O software do COMAV foi projetado como um software de ACDH, havendo processos aplicativos específicos para tarefas de AOC (mas ainda não implementados, por estarem fora do escopo do SUBORD), como propagação de órbita, manobras orbitais, estimação e controle de atitude.

Tabela 26 - Principais características do COMAV

Unidades Funcionais	Unidade de Distribuição de Potência (UDP) Unidade de Reconfiguração (UR) Unidade de Telemetria e Telecomandos (UTMC) Unidade de Processamento e Comunicação (UPC) Unidade de Aquisição e Atuação (UAT)
Processador (UPC)	ERC32 (TSC695FL) da Atmel de 32 bits @ 12 MHz

Memórias	4 Mbytes de RAM (UPC) 512 Kbytes de EEPROM (UPC) 64 Kbytes de PROM (UPC) 8 Kbytes para persistência de dados críticos (UR)
Nr. de Comandos Discretos por HW	32
Nr. de Comandos Discretos por SW	32 (expansível por módulos, até 128)
Nr. de Telemetrias Analógicas e de Termistores	128 (expansível por módulos, até 512) <i>(uso como termistor ou analógica configurável individualmente)</i>
Nr. de Telemetrias Bilevel	32 (expansível por módulos, até 128)
Interfaces Seriais	Barramento MIL-STD-1553B 12 seriais RS-422
Mecanismo de sincronização de tempo	PPS (de GPS ou interno) + distribuição de OBT por MIL-STD-1553B ou RS-422.
Linguagem de Programação de SW	C++
Tamanho do SW	Monitor de Depuração GDB: 28 Kbytes SW Aplicativo (sem AOCS): ~300 Kbytes

Em 2006 o SUBORD passou a fazer parte do projeto Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial (SIA, financiado pela FINEP), que tinha entre seus objetivos o desenvolvimento de um computador de ACDH. Nesse momento o COMAV foi incorporado ao SIA, recebendo aporte financeiro e de recursos humanos.

Um protótipo completo do COMAV foi concluído em 2011. No final do mesmo ano foi contratada a fabricação de um Modelo de Engenharia do COMAV. A entrega desse modelo, em fabricação pela empresa AEL Sistemas, ocorreu em 2014. A partir dessa entrega, o software de bordo desenvolvido para o protótipo será adaptado, e será realizada a integração do computador com os sensores e atuadores que compõem a malha de controle de atitude do projeto SIA.

Adicionalmente o Grupo de Supervisão de Bordo desenvolveu recursos de hardware e software de teste de sistemas computacionais embarcados em satélites. Para o COMAV foi criado um Software de Monitoramento e Controle, visando testes funcionais e lógicos do computador de bordo, através da composição e envio de TC e recebimento e decodificação de TM, incluindo a injeção de falhas em níveis de protocolo, ou de aplicação.

COMAV Monitoring and Control Software

System Database Communication Test Sessions Telemetry Telecommands Tools View Window Help

Current database: NEW MCS Perspective: Developed by SUBORD [DEA - INPE]

TCs Composition Automatic TM and Reports Viewer

Packet Header

Version Number: 0 Packet Type: TC Data Field Header Flag: [0008] obdh_teste Application Process ID (APID): Stand-Alone Packet Sequence Count: 1 Packet Length: 5 Packet CRC: F6-9B

Packet Data Field

Acknowledge: None Service Type: [017] Test Service Subtype (request): [001] Perform Connection Test

Application Data

TC to Send

18-08-C0-01-00-05-10-11-01-64-F6-9B

Current Packet Size: 12 Maximum Packet Size: 248 bytes Save TC Send TC

Housekeeping and Diagnostic P...

Field Id	HK Param Id	Mnemonic	Field Name	Data Type	Number Of Bits
1000	0	HK_0	no_parameter	Unsigned Int	8
1001	1	HK_1	obdh_is_healthy	Boolean	8
1002	2	HK_2	obdh_fw_running_version	Unsigned Int	32
1003	3	HK_3	obdh_fw_running_checksum	Unsigned Int	32

New Edit Delete Confirm Cancel Refresh

Database test connection successful.

Test Sessions Log Connection with COMAV

Log View Options

Connection type: [All] Session: 6 from 09/07/2020 10:44:21 to 09/07/2020 11:13:21, through f Packets to show: [All] Show only valid Real-time Show time-tag as date 5 seconds

Session Log [press F5 to refresh]

Log Time	Packet Type	Time Tag	APID	SSC	Service T
09/07/2020 10:48:53	TC	[N/A]	[0008] obdh_teste	1	[017] Test
09/07/2020 10:51:19	TC	[N/A]	[0008] obdh_teste	2	[009] Time
09/07/2020 10:56:05	TC	[N/A]	[0008] obdh_teste	1	[009] Time
09/07/2020 10:56:41	TC	[N/A]	[0008] obdh_teste	1	[009] Time

Application Data

Pi as Single Signed Int 16 Pi as Double Signed int 32

3.14159	-1018	3.14159	-63211
---------	-------	---------	--------

Selected Packet: Raw

18-08-C0-01-00-17-10-11-C8-64-40-49-0F-DB-FC-06-40-09-21-FB-54-44-2D-18-FF-FF-09-15-F9-97

Coding Check

Bytes to Check (insert them as hex):

Coding: CRC Amazonia-1 (32 bits, signed) Calculate

Result:

Figura 41 – Software de Monitoramento e Controle do COMAV

6 O GRUPO DE SUPRIMENTO DE ENERGIA

6.1 SOBRE O SUPRI

O Grupo de Suprimento de Energia (SUPRI) tem como finalidade o projeto, fabricação, teste e integração, para os satélites do INPE, dos equipamentos do subsistema de suprimento de energia (PSS, na sigla em inglês para Power Supply Subsystem).

O PSS de um satélite tem as funções coletar energia solar, convertê-la em energia elétrica, distribuir energia aos equipamentos do satélite nos níveis de tensão requeridos, comutar e proteger as linhas distribuídas, armazenar energia excedente nos períodos de Sol em baterias para ser usada nos períodos de eclipse, e finalmente proteger as baterias em termos de temperatura, estado de carga e descarga.

O PSS é constituído de painéis geradores solares, baterias, conversores DC/DC, reguladores de carga e descarga de baterias, circuitos condicionadores de potência, de proteção, comutação e distribuição de energia.

A figura abaixo sumariza a participação do SUPRI em missões e projetos institucionais, e os principais produtos desenvolvidos. Os próximos itens descrevem tal participação, agrupada por programas.

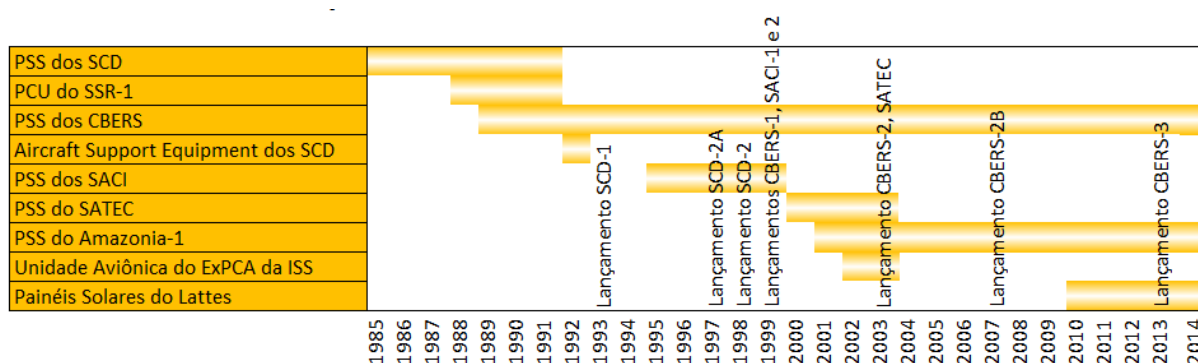


Figura 42 - Linha do Tempo da Participação do Grupo de Suprimento de Energia em Missões Institucionais

6.2 PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS

6.2.1 MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA (MECB)

6.2.1.1 Subsistema de Suprimento de Energia dos SCD-1, 2A e 2

O Subsistema de Suprimento de Energia dos satélites da família SCD foi desenvolvido pelo SUPRI entre 1985 e 1991 e era composto por painéis solares fixos instalados sobre a superfície octogonal dos satélites (8 painéis laterais e 1 no topo no SCD-1 e SCD-2A, 8 painéis laterais no SCD-2), uma Unidade de Condicionamento de Potência (Power Conditioning Unit, PCU, composta pelos módulos Battery Charge Regulator, BCR, Battery Discharge Regulator, BDR, e Shunt Regulator, SHUNT), uma bateria, um conversor DC/DC, dois dissipadores

térmicos (Heatsink) e uma Unidade de Distribuição de Potência (Power Distribution Unit, PDU).

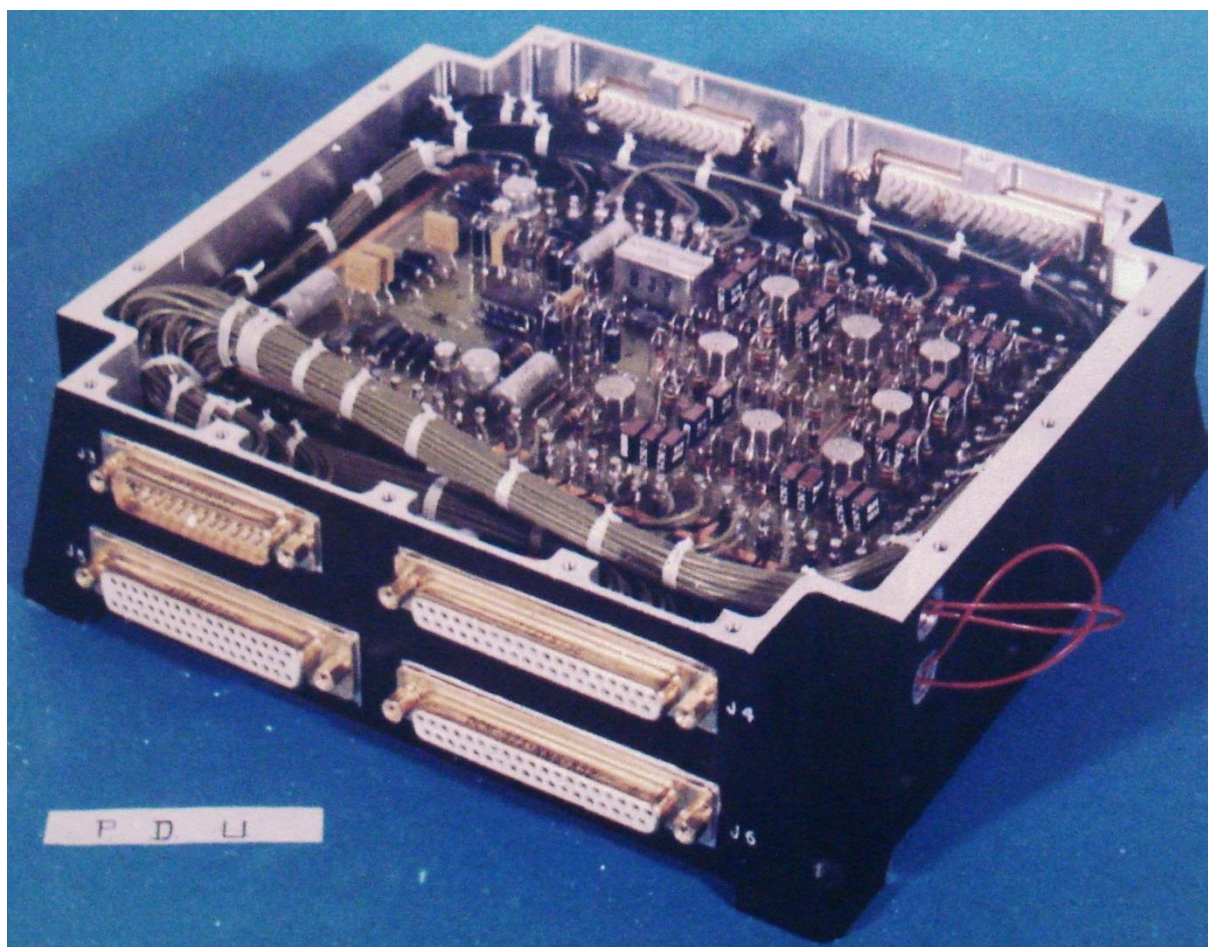


Figura 43 – Modelo de Voo da Unidade de Distribuição de Potência do SCD-1

A montagem dos painéis solares do SCD-1 e 2A foi realizada pela empresa alemã MBB (Messerschitt-Bölkow-Blohm) sobre painéis de alumínio fabricados pela Embraer. Para o SCD-2 foi contratada para a fabricação a empresa brasileira Digicon, que o fez também sobre os painéis de alumínio da Embraer.

As baterias foram compradas em 1987 da empresa americana Eagle-Picher. Já a PCU e PDU foram totalmente desenvolvidas pelo SUPRI. As principais características do PSS dos SCD são listadas na Tabela 27.

Tabela 27 - Principais características do Subsistema de Suprimento de Energia dos SCDs

Potência elétrica gerada (EOL)	110 Watts
Tipo e dimensões dos painéis solares	8 painéis medindo 25,05 por 62,05 cm cada, montados sobre as laterais do corpo do satélite. Para o SCD-1, mais um painel montado sobre a superfície superior, medindo 20,85 por 62,05 cm.
Células solares	De silício, com eficiência de 14,93% a 28°C.
Tensões distribuídas	26,2 V - 26,8 V @ 1,6 A, regulada

	5,1 V @ 2 A, regulada +15,3 V @ 0,2 A, regulada - 15,1 V @ 0,2 A, regulada
Tipo e capacidade da bateria	16 células de NiCd, com capacidade nominal de 8 Ah Tensão entre 16,0 V e 24,0 V (nominal de 20,0 V)

Para o SCD-2, um conjunto de melhorias foi aplicado ao projeto do Subsistema, tendo como base a experiência em voo com o SCD-1: primeiramente, um novo módulo, chamado PDX, foi adicionado para limitar a corrente de in-rush dos relés da PDU para o transmissor de telemetria, corrigindo um problema identificado com o SCD-1.

O painel gerador solar instalado na face superior do satélite foi removido, uma vez que se verificou que a geração de energia nessa face, devido à dinâmica do satélite, era mínima, e que os painéis nas faces laterais eram suficientes.

Foi introduzido na PDU um novo circuito para comutação eletrônica de bobinas de spin sob controle do computador de bordo e do magnetômetro com o fim de manter a rotação do satélite constante em torno de 30 rpm durante toda a vida deste (o SCD-1 foi lançado a 120 rpm para decair durante a vida).

Outra melhoria diz respeito ao prolongamento da vida útil do satélite: projetado para operar por um ano, o SCD-1 já tinha completado cinco quando do lançamento do SCD-2. Assim, foram feitas modificações na PCU para compensar o envelhecimento da bateria.

6.2.1.2 Aircraft Support Equipment para o SCD-1 e 2

Além do Subsistema de Suprimento de Energia, o SUPRI também projetou, fabricou e qualificou para a campanha de lançamento dos SCD's o equipamento chamado Aircraft Support Equipment (ASE), em 1992.

O ASE teve por função substituir o Solar Array Simulator (SAS) na campanha de lançamento. Ele foi necessário devido às características do lançador, um foguete Pégasus lançado a partir de um avião B-52 (MD11 para o SCD-2), ao invés do VLS como originalmente previsto pela missão.

O ASE tinha dimensões reduzidas e produzia tensões similares às do SAS para alimentar o satélite durante toda a campanha de lançamento, extraindo potência do barramento de 24V +/- 5V do avião que transportava o lançador. O equipamento pesava cerca de 2 kg e tinha eficiência de 80%.

6.2.1.3 Power Conditioning Unit do SSR-1

Em comparação aos SCDs, o Satélite de Sensoriamento Remoto previsto pela MECB trazia um novo conjunto de requisitos: seus painéis geradores solares seriam montados sobre asas, e a carga útil, uma câmera imageadora, demandava um consumo maior de potência.

Entre 1988 e 1992, o SUPRI trabalhou na especificação e projeto do Subsistema de Suprimento de Energia para o SSR-1. Tal subsistema possuía barramento principal regulado

em 28 V +/- 1%, topologia híbrida, SHUNT chaveado com frequência constante (diferentemente dos SCD's, que era linear) e conversores DC/DC push-pull distribuídos regulados por PWM (Pulse-Width Modulation) – nos SCD's havia somente um conversor DC/DC push-pull não-PWM e reguladores lineares.

Um protótipo de Power Conditioning Unit (PCU) composto de SHUNT e BDR foi desenvolvido em breadboard pelo grupo. A partir disso, o desenvolvimento de um ME de tal unidade foi contratado da empresa Aeroeletrônica. Um MQ foi posteriormente contratado da Mectron Engenharia.



Figura 44 – Modelo de Qualificação da PCU do SSR-1

Embora não se tenha dado continuidade ao SSR-1, todo o projeto de seu Subsistema de Suprimento de Energia foi aproveitado, sendo utilizado na primeira geração dos CBERS.

6.2.2 PROGRAMA CBERS

6.2.2.1 Power Supply Subsystem da primeira e segunda geração dos CBERS

O Power Supply Subsystem (PSS) dos satélites da série CBERS é um dos subsistemas sob responsabilidade da parte brasileira no Programa. Seu desenvolvimento ficou a cargo do SUPRI em 1989, que o especificou, projetou, desenvolveu protótipos e vem capacitando e acompanhando a indústria nacional na fabricação das diversas partes desde então.

Sendo o CBERS um satélite da ordem de 1 kW de potência, o projeto de seu PSS era muito mais complexo que os anteriores. Ainda assim, a experiência do SCD-1 e soluções que vinham sendo adotadas para o SSR-1 foram utilizadas nele.

A topologia do PSS do CBERS é híbrida, possuindo dois domínios de controle de tensão do barramento: o controle via malha de tensão incluindo a condutância SHUNT, extraindo potência diretamente do painel gerador solar, e o controle incluindo a condutância BDR, extraindo potência da bateria e painel gerador solar.

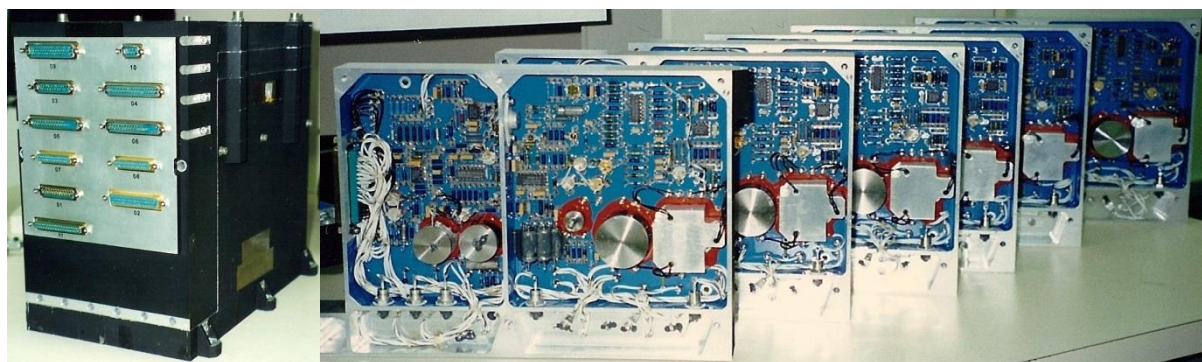


Figura 45 – Modelo de Qualificação do BDR do CBERS-2B (esq.), com seus seis módulos de condutância (dir.)

O PSS da primeira geração do CBERS é composto pelos painéis solares, baterias, uma unidade BDR composta por módulos Battery Charge Controllers (BCC's), Battery Switching Regulators (BSR's), e Battery Heater Controller's (BHC's), uma unidade SHUNT's e dez unidades compostas por vários módulos conversores DC/DC.

A empresa ESCA foi contratada para gerenciar o desenvolvimento do PSS, subcontratando outras empresas nacionais. A Neuron fez o projeto eletrônico detalhado do PSS, baseado na arquitetura e protótipos definidos pelo SUPRI. A Aeroeletrônica construiu as unidades conversores DC/DC. A Digicon foi contratada para fabricar as unidades SHUNT e BDR, além dos painéis geradores solares usando células fornecidas pela China – já para os painéis do CBERS-2B a Orbital Engenharia foi encarregada de fazer a integração dos componentes das células solares. A integração do subsistema completo ficou a cargo do INPE e da CAST.

As principais características do PSS dos CBERS são listadas na Tabela 28.

Tabela 28 - Principais características do Power Supply Subsystem dos CBERS

Potência elétrica gerada (EOL)	CBERS-1, 2 e 2B: 1.100 Watts CBERS-3, 4 e 4A: 2.300 Watts
Tipo e dimensões dos painéis solares	Uma asa com 3 painéis solares rígidos, com dimensão total de 2,6m x 6,3m.
Células solares	CBERS-1, 2 e 2B: de silício, com eficiência de 13% CBERS-3, 4 e 4A: de GaInP/InGaAs/Ge, com eficiência de ~27,5%
Tensão	28,0 V, regulada
Condicionamento de Potência	Topologia Híbrida Conceito mecânico modular Unidade SHUNT - PWM - redundantes, 6 canais @ 12 kHz Unidade BDR - Módulos BSR redundantes, 3 canais @ 250 kHz por bateria (4 canais no CBERS-3, 4 e 4A) Módulos BCC - redundantes, 7,2 A para cada bateria Módulos BHC - redundantes, 100 W por cada bateria Unidade BHC - com funções de BCC e BHC para CBERS-3, 4 e 4A
Conversores DC/DC	Topologia Push-pull PWM Conceito mecânico modular 10 unidades para CBERS-1, 2 e 2B

	50 módulos com redundância (total de 100 módulos) 8 unidades para CBERS-3, 4 e 4A
Tipo e capacidade da bateria	CBERS-1, 2 e 2B: duas baterias de 36 células de Ni-Cd, de 30 Ah CBERS-3, 4 e 4A: 2 duas baterias de 36 células Ni-Cd, de 50 Ah

A segunda geração dos CBERS trouxe entre seus requisitos cerca do dobro de consumo elétrico, em comparação à primeira geração. Isso levou à adoção de células solares mais eficientes e baterias com maior capacidade, além da natural atualização tecnológica do projeto. Além disso, o número de conversores DC/DC foi reduzido a oito, e o BCR e BHC tornaram-se um único equipamento, o BCHC.

Para o CBERS-3, 4 e 4A, a participação da indústria nacional foi dividida entre a Orbital Engenharia, responsável pelos painéis solares, a Cenic Engenharia, que desenvolveu a estrutura do gerador solar para o CBERS-4 e 4A (a do 3 era chinesa), e a AEL Sistemas (antiga Aeroeletrônica), responsável por 9 conversores DC/DC, SHUNT, BDR e BCHC.

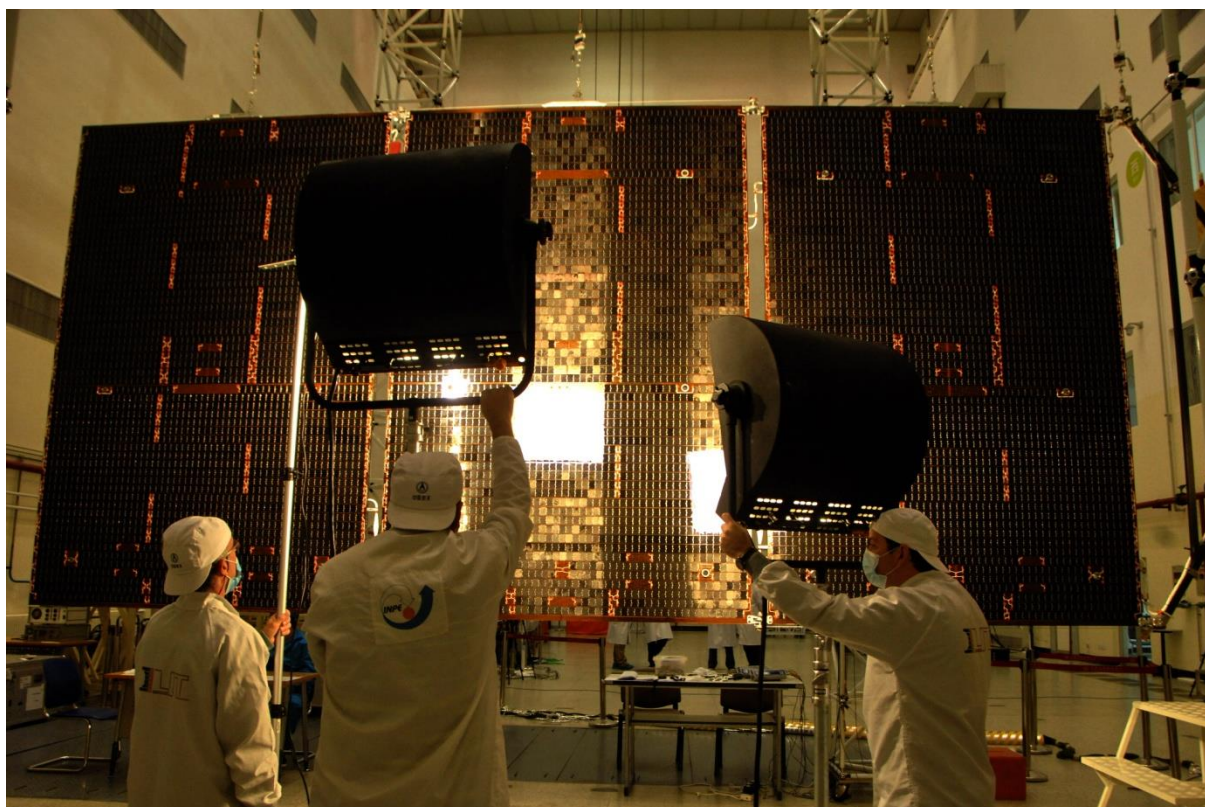


Figura 46 – Painéis Solares do CBERS-3 em testes

6.2.3 SATÉLITES CIENTÍFICOS E TECNOLÓGICOS

6.2.3.1 Power Supply Subsystem do SACI-1 e 2

O SUPRI desenvolveu o PSS dos satélites da série SACI entre 1995 e 1999. Diferentemente dos SCD e CBERS, a tensão do barramento era não-regulada, com topologia do tipo Maximum Power Point Tracker (MPPT).

A eletrônica do subsistema, composta por duas baterias de 22 células Ni-Cd de 3,5 Ah, duas placas com circuitos MPPT e uma placa com os circuitos de distribuição, proteção e conversores DC/DC híbridos, estava concentrada em um único módulo, o Power Supply Module.

Os três painéis solares do SACI-1 também apresentavam uma solução diferente das anteriores: em configuração de lançamento, estavam dispostos sobre as superfícies laterais do corpo cúbico do satélite, sendo abertos em voo após a separação do lançador. Diferentemente do CBERS, não estavam montados sobre uma única asa. Um quarto painel era montado, sem células solares, apenas por uma questão de balanço estrutural.

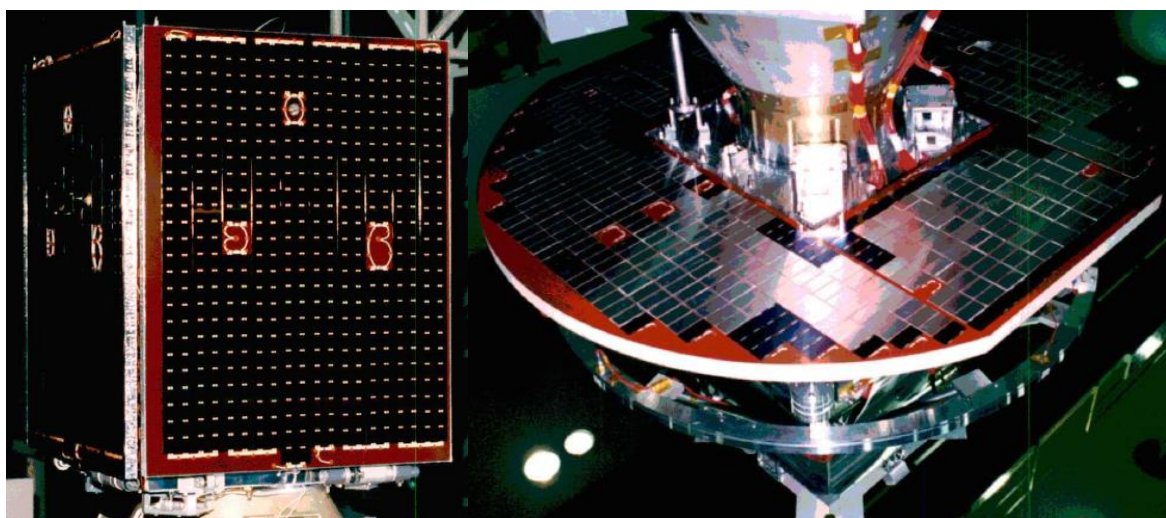


Figura 47 – Painéis solares do SACI-1 (esq.) e SACI-2 (dir.)

Já para o SACI-2 foi adotada uma solução mais simples: um único painel solar, de formato circular, montado sobre a superfície superior do satélite. Os painéis geradores solares foram fabricados pela EEV inglesa, usando células de GaAs/GaAs (SACI-1) e GaAs/Ge (SACI-2) de sua própria fabricação.

A especificação, projeto e fabricação do Power Supply Module foi feita pelo SUPRI. As baterias foram montadas com células de qualidade comercial de marca SAFT, adquiridas no mercado brasileiro e selecionadas através de testes funcionais e de qualificação de um lote total de 700 células para poderem trabalhar em uma bateria.

As principais características do PSS dos SACI são listadas na Tabela 29.

Tabela 29 - Principais características do PSS dos SACI

Potência elétrica gerada (EOL)	SACI-1: 150 Watts SACI-2: 120 Watts
Eletrônica	Dois módulos MPPT redundantes Topologia Buck @ 100 kHz Algoritmo de máxima potência com circuito analógico Limitação de tensão de bateria compensado em temperatura com 8 curvas (off-MPPT) Limitação de corrente da bateria (off-MPPT)

Tipo e dimensões dos painéis solares	SACI-1: 3 painéis de 57cm x 44cm, cada painel disposto em uma asa que se abria a partir de uma nas faces laterais do corpo do satélite. SACI-2: painel circular único, com 108 cm de diâmetro.
Células solares	SACI-1: Arseneto de Gálio (GaAs) sobre GaAs SACI-2: GaAs sobre Germânio (Ge), com eficiência de 19%
Tensão	Não-regulada, 22V a 34V
Tipo e capacidade da bateria	Duas baterias de 22 células Ni-Cd, de 3,5 Ah ligadas em paralelo, mas com capacidade de desconexão individual.

6.2.3.2 Subsistema de Suprimento de Energia do SATEC

Para o SATEC, o SUPRI desenvolveu a bateria e a PCU. A topologia empregada na PCU foi a de barramento não-regulado com limitadores série linear de quatro canais. A função da PCU era limitar a tensão de carga da bateria. Esse projeto foi executado entre 2000 e 2003.

A bateria de voo foi construída com células selecionadas através de testes funcionais e de qualificação de um único lote de 200 células Sanyo de 4 Ah adquiridas no mercado internacional.

Os painéis solares, assim como nos SCD's, eram fixos sobre o corpo do satélite, e foram contratados da Orbital Engenharia.

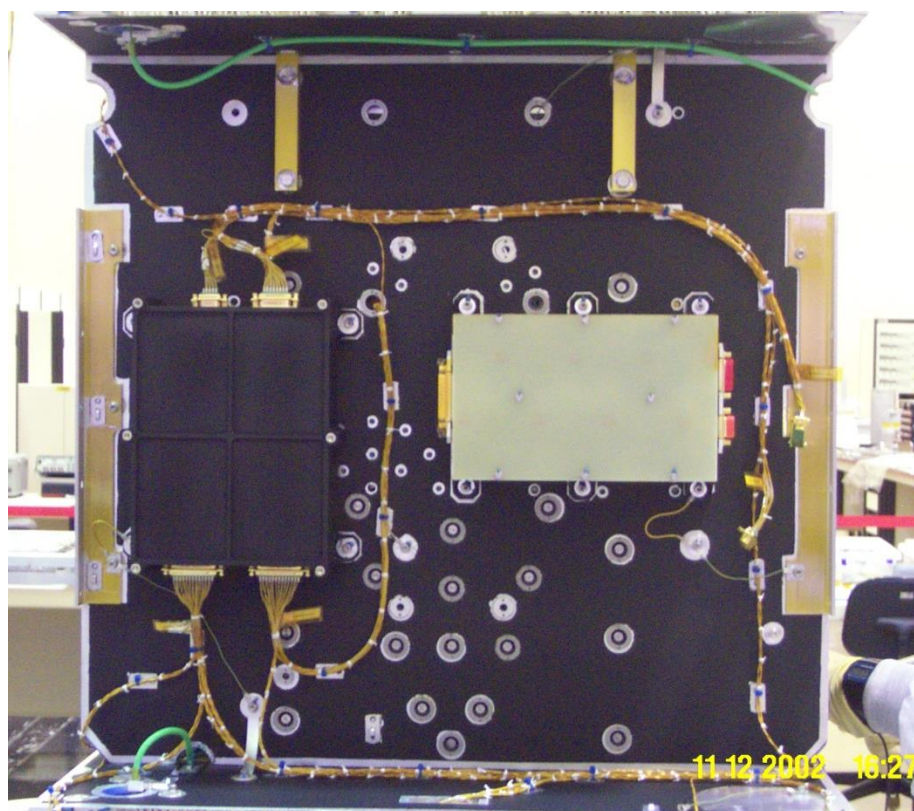


Figura 48 – Modelo de Voo do SATEC com Bateria (esq., caixa preta) e PCU (dir., caixa dourada)

As principais características do PSS do SATEC são listadas na Tabela 30.

Tabela 30 - Principais características do PSS do SATEC

Potência elétrica gerada (EOL)	20 Watts
Unidade de Condicionamento	Topologia barramento não-regulado Limitadores de tensão série-linear
Tipo e dimensões dos painéis solares	4 painéis de ~ 40cm x 40cm, montados sobre o corpo do satélite
Células solares	De Silício, com eficiência de ~15%
Tensão	Não regulado, entre 22 V e 33 V
Tipo e capacidade da bateria	Uma bateria de 22 células Ni-Cd, de 4 Ah

6.2.4 PLATAFORMA MULTIMIÃO

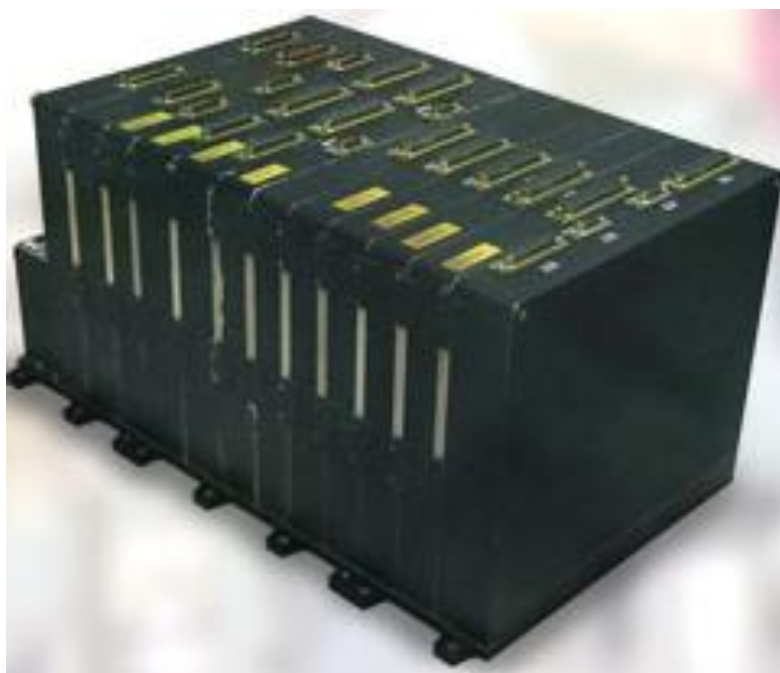
6.2.4.1 Power Supply Subsystem do Amazonia-1

O PSS do primeiro satélite a utilizar a PMM, o Amazonia-1, foi contratado pela AEB da Mectron Engenharia em 2001. O SUPRI vem acompanhando os trabalhos técnicos desde então, com destacado suporte relacionado aos painéis solares, cuja fabricação ficou a cargo da Orbital Engenharia.

Outras duas empresas nacionais foram contratadas nesse projeto: a Cenic Engenharia, para a estrutura dos painéis, e a Fibraforte Engenharia, que desenvolveu os mecanismos de abertura. A partir de 2009, o grupo passou a ser também o responsável pelo acompanhamento do contrato principal.

As principais diferenças do PSS da PMM, quando comparados aos demais satélites do INPE, são seus painéis solares, a unificação da PCU e PDU em uma única caixa, e a utilização de baterias de Lítio-ion pela primeira vez em missões do INPE.

Com relação aos painéis, eles são dispostos em duas asas, que podem ser rotacionadas sob controle do subsistema ACDH, em função da posição orbital e atitude do satélite.

**Figura 49 – PCDU do Amazonia-1**

Com relação à eletrônica, uma Power Conditioning and Distribution Unit (PCDU) é responsável pelo condicionamento e distribuição da potência, gerenciamento da carga e descarga das quatro baterias, controle de sua temperatura, acionamento de pirotécnicos e rotação dos painéis solares (sob comando do ACDH) através do Solar Array Drive Assembly (SADA). Pela primeira vez nos PSS dos satélites do INPE, a PCDU adota software embarcado para a implementação de todas essas funções.

As principais características do PSS do Amazonia-1 são listadas na Tabela 31.

Tabela 31 - Principais características do PSS do Amazonia-1

Potência elétrica gerada (EOL)	950 Watts
Tipo e dimensões dos painéis solares	6 painéis de 735 mm x 1429 mm cada, montados sobre duas asas móveis
Células solares	De de tripla junção InGaP/GaAs/Ge, com eficiência de 27,5%
Tensão	Regulada, 28,0 V
Tipo e capacidade da bateria	4 baterias de Li-ion, com capacidade de 20 Ah cada

6.2.4.2 Painéis Solares do Lattes-1

Por ser uma tecnologia recorrente da Plataforma Multimissão do INPE, o Instituto contratou junto à indústria a fabricação de painéis solares com as mesmas características daqueles do Amazonia-1, para o satélite Lattes.

A participação do SUPRI, iniciada em 2010, diz respeito ao acompanhamento do contrato, firmado junto à Orbital Engenharia. Foram subcontratadas a Cenic Engenharia para a estrutura dos painéis e a Fibraforte Engenharia para os mecanismos de abertura.

6.2.5 PARTICIPAÇÃO EM PROJETOS COM A NASA

6.2.5.1 Unidade Aviônica do Express Pallet Control Assembler (ExPCA) da Estação Espacial Internacional (ISS)

O SUPRI participou entre 2002 e 2003, assim como o SUBORD, do acompanhamento do projeto ExPCA para a ISS (ver item 5.2.5.1).

Do ponto de vista de suprimento de energia, o ExPCA deveria obter alimentação da Estação Espacial e disponibilizá-la em dois níveis de tensão e com as devidas proteções contra overcurrent, aos experimentos.

Os controles das saídas de alimentação eram chaveados por software independentemente, com comandos para “armar” implementados de forma a evitar acionamentos acidentais.

Tabela 32 - Principais características de suprimento de energia do ExPCA da ISS

Alimentação de entrada (da ISS)	120V, 25A
Linhas e tensões fornecidas aos experimentos	12 linhas de 120V 12 linhas de 28V
Potência máxima das linhas de 120V	2,5KW, se não houver carga nas linhas de 28V.

7 O GRUPO DE TELECOMUNICAÇÕES

7.1 SOBRE O TELEC

O Grupo de Telecomunicações (TELEC) tem por objetivo principal o desenvolvimento de sistemas de comunicação, processamento de sinais, antenas, circuitos de rádio-frequência e de microondas de satélites para as Missões Espaciais Brasileiras, atuando em projetos de parceria com a indústria nacional para a transferência de tecnologia e pesquisa de atualização tecnológica nas áreas afins.

A figura abaixo sumariza a participação do TELEC em missões e projetos institucionais, e os principais produtos desenvolvidos. Os próximos itens descrevem tal participação, agrupada por programas.

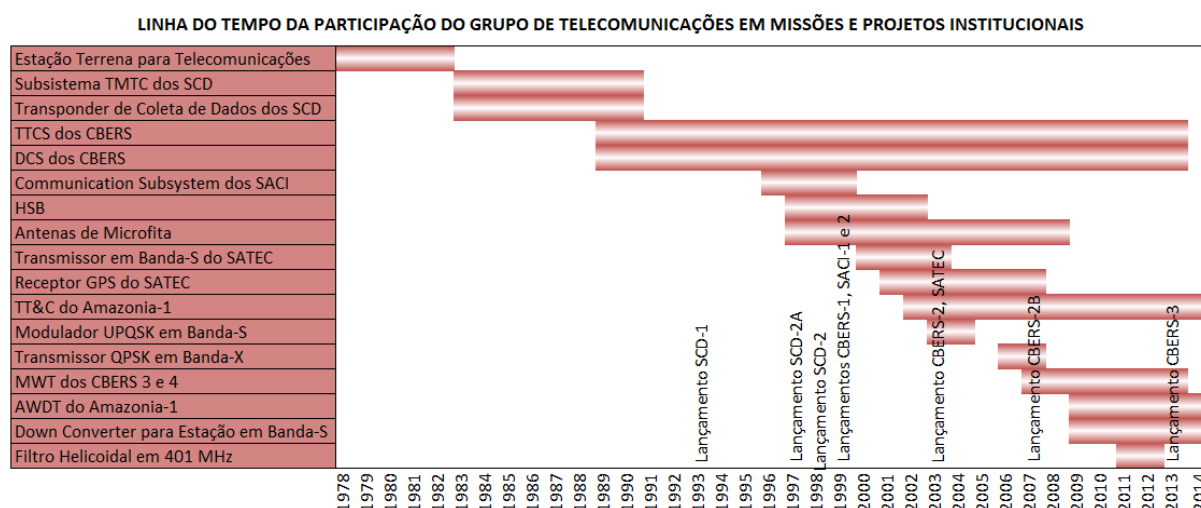


Figura 50 – Linha do Tempo da Participação do Grupo de Telecomunicações em Missões Institucionais

7.2 PRODUTOS E PARTICIPAÇÃO EM MISSÕES E PROJETOS INSTITUCIONAIS

7.2.1 MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA (MECB)

7.2.1.1 Subsistema TMTC dos SCD-1, 2A e 2

O Subsistema de Telemetria, Telecomando e Rastreo do satélite é composto dos segmentos de Solo e de Bordo (denominado TMTC), fazendo a comunicação entre o satélite e a estação terrena.

O TMTC tem como funções o envio de telemetrias, a recepção de telecomandos, e a troca de sinais de medidas de distância ('ranging') para o rastreo do satélite em órbita.

O TMTC dos SCDs, desenvolvido pelo TELEC entre 1983 e 1990, compreende um Decodificador redundante de Telecomandos (Decoder), dois Transponders redundantes operando em banda S e um Codificador de Telemetrias (CODIR). Toda a especificação e

projeto do TMTC foi feita pelo TELEC, bem como a fabricação e testes do Decoder e dos Transponders. Apenas o CODIR foi desenvolvido por outro grupo, o SUBORD.

O TMTC opera em banda S, com duas antenas quadrifilares com polarização circular, localizadas nos painéis superior e inferior do satélite e que possibilitam a comunicação com as estações de rastreo, para qualquer atitude do satélite.

No SCD-1, os transponders e o decodificador foram adquiridos no mercado internacional, e as duas antenas com a mesma polarização foram desenvolvidas e fabricadas pelo TELEC.



Figura 51 – Protótipo do Transmissor do TMTC do SCD-1 (esq.) e Decodificador de Telecomandos do SCD-2 (dir.)

Já para o SCD-2, foi utilizado um transponder desenvolvido pelo TELEC e fabricado na indústria nacional, sendo o modelo redundante um sobressalente do SCD-1. O decodificador utilizado também foi um sobressalente do SCD-1. Outra diferença entre o SCD-1 e o 2 é que no segundo foram utilizadas antenas com polarização opostas em cada face do satélite com o objetivo de melhorar a cobertura. As antenas foram desenvolvidas e fabricadas pelo TELEC.

As principais características do Subsistema TMTC seguem abaixo.

Tabela 33 - Principais características do Subsistema TMTC dos SCDs

RX: Frequência da portadora do receptor	2033,2 MHz
RX: Faixa dinâmica	-128 a -50 dBm
RX: Rastreo e aquisição	+/- 115 kHz @ 32 kHz/seg
RX: Modulação da subportadora de 8KHz	NRZ-L / PSK
RX: Taxa de bits	2000 bps
RX: Modulação da portadora	PM
TX: Frequência da portadora do transmissor	2208,0 MHz
TX: Subportadora	65,536 kHz
TX: Modulação da subportadora	SP-L / PSK

TX: Modulação da portadora	PM
TX: Taxa de bits	2000 bps
TX: EIRPmin	-19 dBW
Ranging: Modulação	PM
Ranging: Tom menor	16 a 20 kHz
Ranging: Tom maior	100 kHz
Tipo de antenas de RX e TX	Helice Quadrifilar
Polarização das antenas	SCD-1: RHCP SCD-2: RHCP / LHCP

7.2.1.2 Transponder de Coleta de Dados dos SCD-1, 2A e 2

Além do subsistema TMTC, o TELEC também desenvolveu para os SCDs, no mesmo período (entre 1983 e 1990), o Transponder de Coleta de Dados, que consiste da carga útil dos SCDs.

Tal equipamento recebe os sinais emitidos pelas Plataformas de Coleta de Dados (PCDs), na faixa de 401,6 MHz, através de antenas em UHF (hélice quadrifilar no painel superior e monopolos no painel inferior) e os retransmite em tempo real por antenas do tipo hélice quadrifilar em banda S.

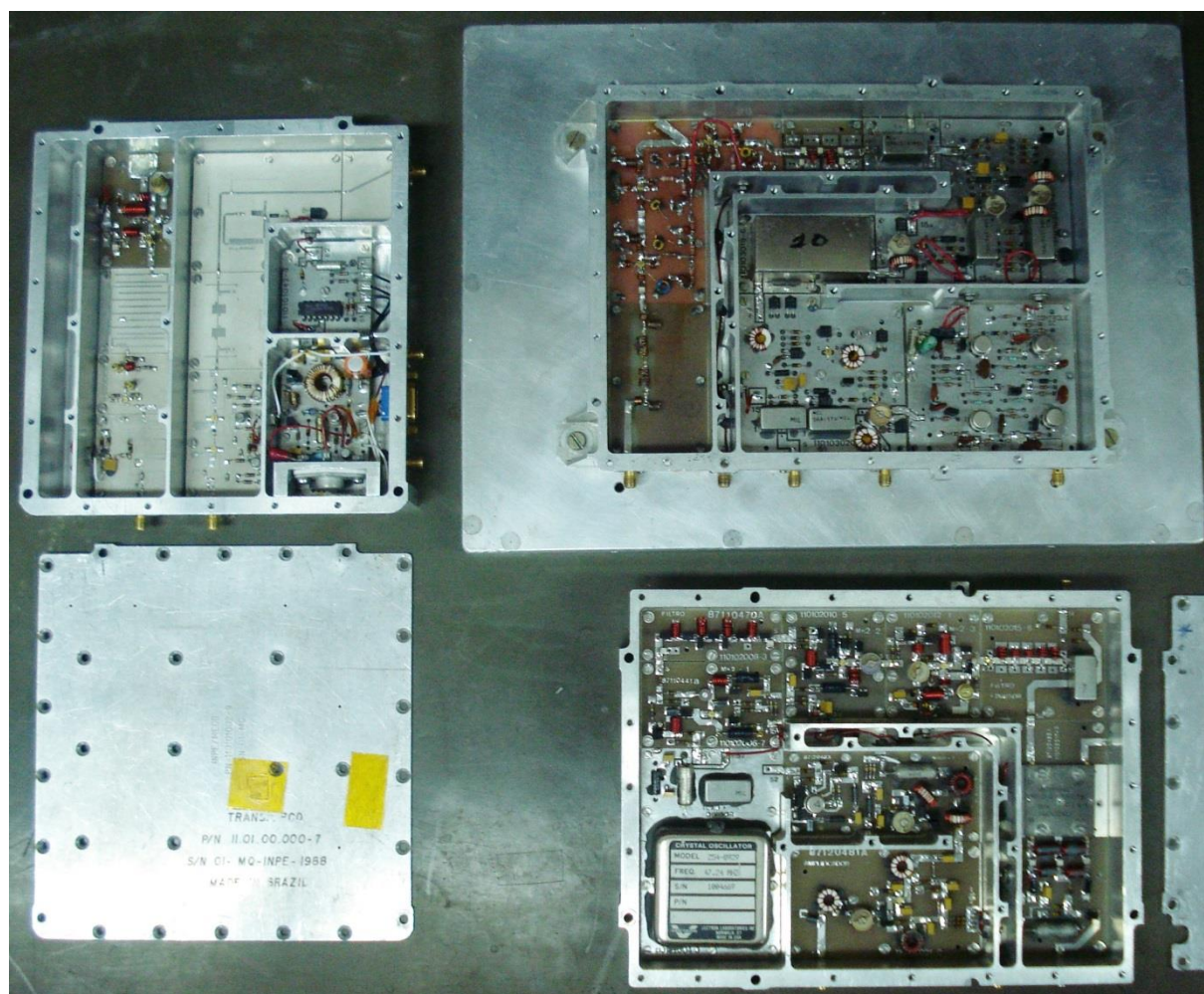


Figura 52 – Modelo de Qualificação do Transponder de Coleta de Dados do SCD-1

Com relação às antenas, o projeto do SCD-1 contava com duas antenas de hélice quadrifilar em faces opostas do satélite. Entretanto, o projeto teve que ser revisto em 1987, devido à substituição do lançador – do VLS para o Pegasus – por questões de compatibilidade mecânica.

A solução encontrada foi utilizar um conjunto de quatro monopolos no painel inferior e uma hélice quadrifilar no painel superior. Para os SCD-2A e SCD-2, adotou-se também para o painel superior o conjunto de monopolos, em nova geometria, como substituição à antena helicoidal.

Todas as antenas foram fabricadas internamente ao INPE. As únicas diferenças entre os monopolos do SCD-1 e dos seguintes foram o raio de sua disposição (menor no SCD-1) e o ângulo de inclinação (de 45° no SCD-1 e 65° nos demais).

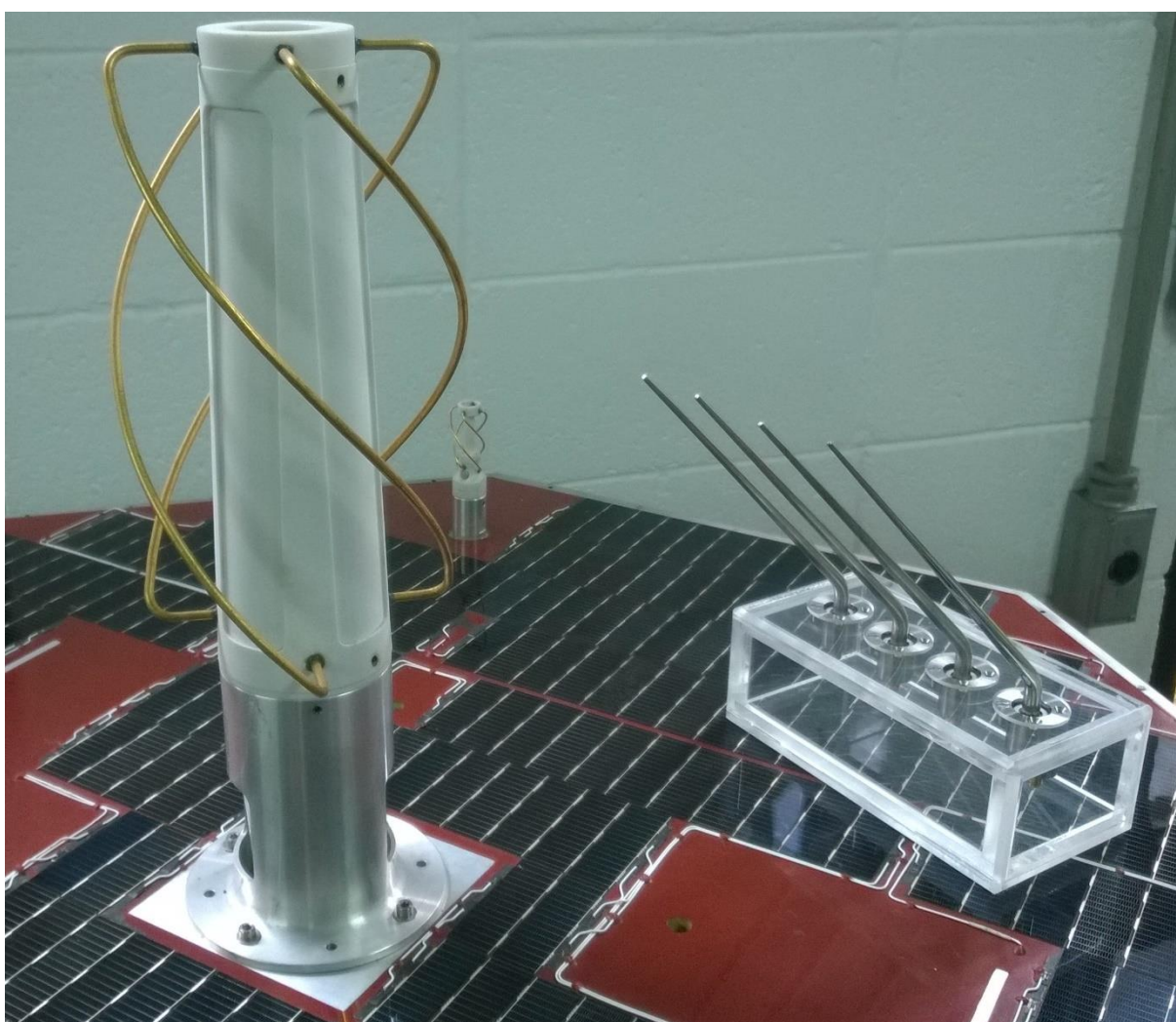


Figura 53 – Antenas de Coleta de Dados (helicoidal e monopolos) dos SCD's

As principais características do Transponder de Coleta de Dados dos SCDs seguem abaixo.

Tabela 34 - Principais características do Transponder de Coleta de Dados dos SCDs

Tipo de antenas	Hélice quadrifilar para o SCD-1, quatro monopolos para o SCD-1, SCD-2A e SCD-2
Frequência de recepção (UHF)	401,635 MHz
Frequência de transmissão (Banda S)	2.267,52 MHz

7.2.2 PROGRAMA CBERS

7.2.2.1 Subsistema TTCS da primeira e segunda geração dos CBERS

Na divisão de trabalhos para os satélites CBERS entre a China e o Brasil, o subsistema Telemetry, Tracking and Commanding Subsystem (TTCS) ficou a cargo da parte brasileira. O TELEC foi o responsável, entre 1989 e 2013, pela especificação, projeto, acompanhamento dos contratos de fabricação e testes dos TTCS de todos os CBERS.

O TTCS é composto por dois transponders na banda S, dois diplexers, uma híbrida, um conjunto de cabos coaxiais e duas antenas na banda S. Cada transponder possuía entrada para um canal de telemetria.

A fabricação da eletrônica do TTCS do CBERS-1, 2 e 2B foi contratado da empresa Elebra, enquanto as antenas foram fabricadas pela Neuron Eletrônica.

**Figura 54 – TTCS do CBERS 3, 4 e 4A**

Já para a segunda geração do CBERS, o projeto do TTCS foi atualizado: entre outras modificações, os multiplicadores analógicos de frequência foram substituídos por PLLs, e componentes SMD passaram a ser utilizados. A fabricação de todo o subsistema, incluindo eletrônica e antenas, ficou a cargo da empresa Mectron Engenharia.

As principais características do TTCS do CBERS 3, 4 e 4A são apresentadas na Tabela 35.

Tabela 35 - Principais características do TTCS do CBERS 3, 4 e 4A

RX: Frequência da portadora do receptor	2029,885 MHz
RX: Faixa dinâmica	-128 a -50 dBm
RX: Rastreo e aquisição	+/- 115 kHz @ 32 kHz/seg
RX: Modulação da subportadora	NRZ-L / PSK
RX: Modulação da portadora	PM
RX: Taxa de bits	2000 bps
TX: Frequência da portadora do transmissor	2204,4 MHz
TX: Subportadora	65,536 kHz
TX: Modulação da subportadora	NRZ-S / DPSK
TX: Modulação da portadora	PM
TX: Taxa de bits	4096 bps
TX: EIRP_{min}	-19 dBW
Ranging: Modulação	PM
Ranging: Tom menor	16 a 20 kHz
Ranging: Tom maior	100 kHz
Tipo de antenas de RX e TX	Helice Quadrifilar
Polarização das antenas	RHCP / LHCP

7.2.2.2 Subsistema DCS da primeira e segunda geração dos CBERS

Além do TTCS, o TELEC é o responsável pelo Data Collecting Subsystem (DCS) dos CBERS, adicionado ao satélite por solicitação da parte brasileira. O DCS consiste do mesmo Transponder de Coleta de Dados dos SCD, adaptado para o satélite sino-brasileiro.

O TELEC foi o responsável, paralelamente ao desenvolvimento dos TTCS (entre 1989 e 2013), pela especificação, projeto, acompanhamento dos contratos de fabricação e testes dos DCS de todos os CBERS.

Comparativamente aos SCDs, o DCS do CBERS traz, além da natural atualização tecnológica, a capacidade de transmitir os dados das PCDs em duas faixas de frequência: na banda S como nos satélites anteriores, e também em UHF. Isso permitiria a implantação de estações de recepção de baixo custo para os dados das PCDs.

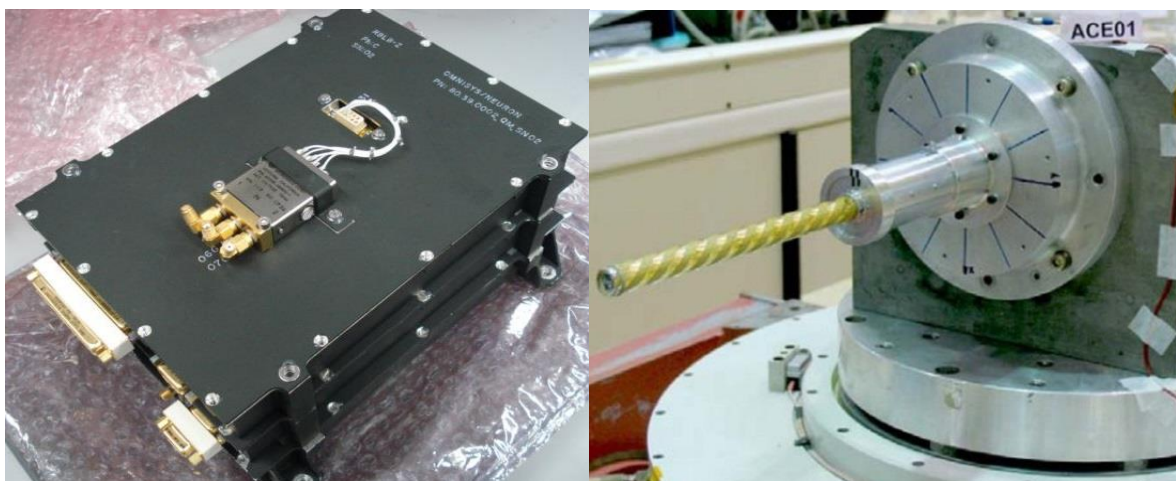


Figura 55 – Transmissor UHF (esq.) e Antena em Banda S (dir.) do Subsistema DCS do CBERS-3, 4 e 4A

Para a primeira geração do CBERS, a empresa Tecnasa construiu o Transponder de Coleta de Dados. A fabricação do transmissor em UHF foi contratada da Elebra.

Já a fabricação do DCS do CBERS-3, 4 e 4A foi contratada da Omnisys Engenharia (eletrônica) e da Neuron Eletrônica (antenas).

As principais características do DCS do CBERS 3, 4 e 4A são apresentadas na Tabela 36.

Tabela 36 - Principais características do DCS do CBERS 3, 4 e 4A

Tipo da antena UHF (RX e TX)	Hélice quadrifilar
Frequência da antena receptora (UHF)	401,635 MHz
Frequência da antena transmissora em UHF	462,5 MHz
Tipo da antena TX em Banda S	Hélice quadrifilar
Frequência da antena transmissora em Banda S	2.267,52 MHz

7.2.2.3 Subsistema MWT dos CBERS 3, 4 e 4A

Na primeira geração dos CBERS, os transmissores de dados das cargas úteis imageadoras eram atribuição da parte chinesa. Já na segunda geração, com o aumento da participação brasileira no satélite, o transmissor de dados dos imageadores brasileiros (câmeras MUX e WFI) ficou sob responsabilidade do TELEC.

O Subsistema MUX and WFI Data Transmitter (MWT) tem por objetivo prover a transmissão em banda X dos dados da câmera imageadora de campo largo WFI e da câmera multi-espectral MUX, modulando-os em QPSK para envio às estações de recepção de imagens. O TELEC fez a especificação, projeto, fabricação de um protótipo, acompanhamento de contrato e testes do MWT. Esse desenvolvimento ocorreu entre 2007 e 2013.

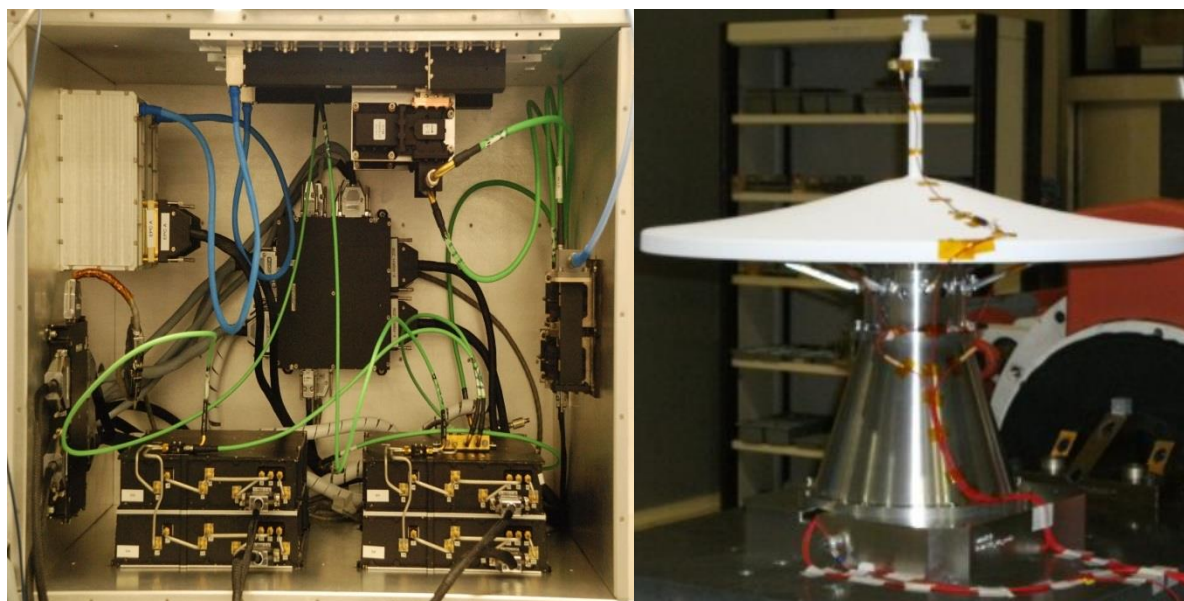


Figura 56 – Modelo de Engenharia do MWT (esq.) e Antena em Banda X (dir.) do CBERS 3, 4 e 4A

O MWT possui dois canais independentes de transmissão, um para cada câmera, que na saída são multiplexados e transmitidos pela antena em banda X.

Ele é o primeiro subsistema de telecomunicações operando em banda X desenvolvido pelo INPE, tendo sido contratado da empresa Omnisys (eletrônica) e Neuron Eletrônica (antena). Seguem as principais características do MWT.

Tabela 37 - Principais características do MWT do CBERS 3, 4 e 4A

Frequência TX1 (MUX)	8,365 GHz
Frequência TX2 (WFI)	8,290 GHz
Banda-base (MUX)	68 Mbps @ PCM-NRZ-L (LVDS) para I+Q
Banda-base (WFI)	53 Mbps @ PCM-NRZ-L (LVDS) para I+Q
Potência de saída TWTA	20 Watts por portadora
Tipo de modulação	QPSK
Desbalanceamento de amplitude	+/- 0,5 dB
Desbalanceamento de fase	+/- 5°
Bit Error Rate	10 ⁻⁶

7.2.3 SATÉLITES CIENTÍFICOS E TECNOLÓGICOS

7.2.3.1 Communication Subsystem dos SACI-1 e 2

Para o Programa de Satélites Científicos o TELEC desenvolveu completamente o Communication Subsystem dos satélites da série SACI, entre 1996 e 1999.

Além da recepção de telecomandos e envio de telemetria de serviço, o Communication Subsystem dos SACI também tinha como atribuição o envio de dados das cargas úteis para solo, o que o diferencia dos subsistemas de comunicação dos SCDs e CBERS.

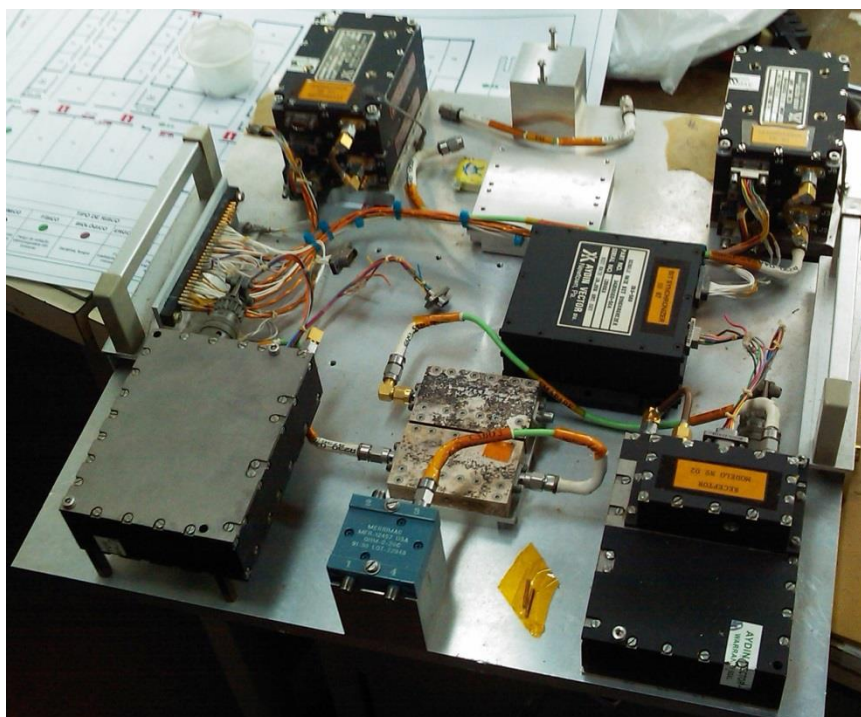


Figura 57 – Communication Subsystem do SACI-1

O subsistema operava na Banda S tanto para TX como RX e continha quatro antenas planares circulares polarizadas em cada lado do satélite: duas para transmissão e duas para recepção. Tais antenas foram fruto de projeto de P&D do TELEC.

A largura de banda era da ordem de 200 MHz. Dois watts de potência de saída RF eram divididos entre duas antenas, com ganhos que garantiam a recepção dos dados por antenas em solo de 2,4 metros de diâmetro.

Tabela 38 - Principais características do Communication Subsystem do SACI-1 e 2

RX: Frequência do receptor	2028 MHz
RX: Taxa de bits de dados	19.2 kbps
TX TM e payload: Frequência do transmissor	2055 MHz
TX: Modulação	BPSK
TX TM e payload: Taxa de bits de dados	250 kbps

7.2.3.2 Receptor GPS do SATEC

O SATEC teve entre os equipamentos de sua carga útil um Receptor GPS, fruto de projeto de P&D financiado pela FAPESP, que tinha por objetivo o desenvolvimento de receptores GPS para satélites de órbita baixa. Esse projeto teve acompanhamento do TELEC e participação da indústria nacional representada pela Navcon Navegação e Controle.

Foi adquirido um receptor GPS não-qualificado para uso espacial, e ao redor dele foram construídos recursos de blindagem à radiação espacial, a eletrônica de integração com o satélite, e as antenas planares para recepção de dados da constelação GPS.

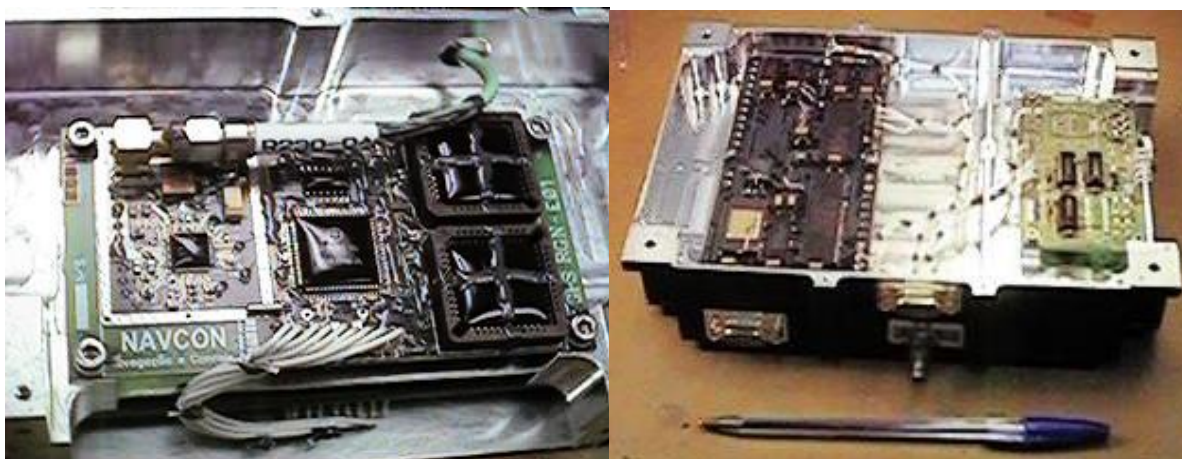


Figura 58 – Placa GPS (esq.) e Modelo de Qualificação (dir.) do Receptor GPS do SATEC

O projeto foi iniciado em 2001 e seguiu por alguns anos após a perda do SATEC a bordo do VLS, tendo sido encerrado em 2007. Uma segunda versão do receptor transferia funções da eletrônica para o software. Seguem abaixo as principais características do receptor.

Tabela 39 - Principais características do Receptor GPS do SATEC

Frequência de Operação	1575,42 +/- 4 MHz
Doppler Máximo	+/- 60 kHz
Altitude de Operação	800 km
Precisão em Posição	100 m SEP
Precisão em Velocidade	0,2 m/s
Precisão em Tempo	0,5 μ s
Tempo para a Primeira Aquisição	15 minutos máximo
Tempo de Reaquisição	2s (90% dos casos)
Número de Canais de Recepção	12
Taxa de Saída de Dados	5 kbits/s
Formato de Saída dos Dados	NRZ-L, RS232, protocolo de telemetria ESA
Consumo de Potência	3,5 W máximo

7.2.3.3 Transmissor em Banda S para o Receptor GPS do SATEC

Outra contribuição do TELEC para o SATEC foi um Transmissor em Banda S, desenvolvido entre 2000 e 2003, cuja função era modular e transmitir em BPSK os dados recebidos do receptor GPS.

O projeto teve como diretriz a utilização de circuitos integrados disponíveis comercialmente no mercado internacional que possibilitassem a máxima integração possível, com a consequente redução da quantidade de componentes discretos. Exemplo desta filosofia é o módulo sintetizador, o qual utiliza um circuito híbrido que contém um PLL, divisor, VCO e filtro de malha em uma dimensão menor que 15mm x 15mm. Outro componente do Transmissor é o módulo amplificador, que utilizava apenas um chip.

Por outro lado, sempre que possível procurou-se utilizar componentes com qualificação militar ou espacial, já disponíveis no INPE. Componentes discretos como resistores e

capacitores foram escolhidos com encapsulamento SMD de modo a reduzir o tamanho do transmissor.

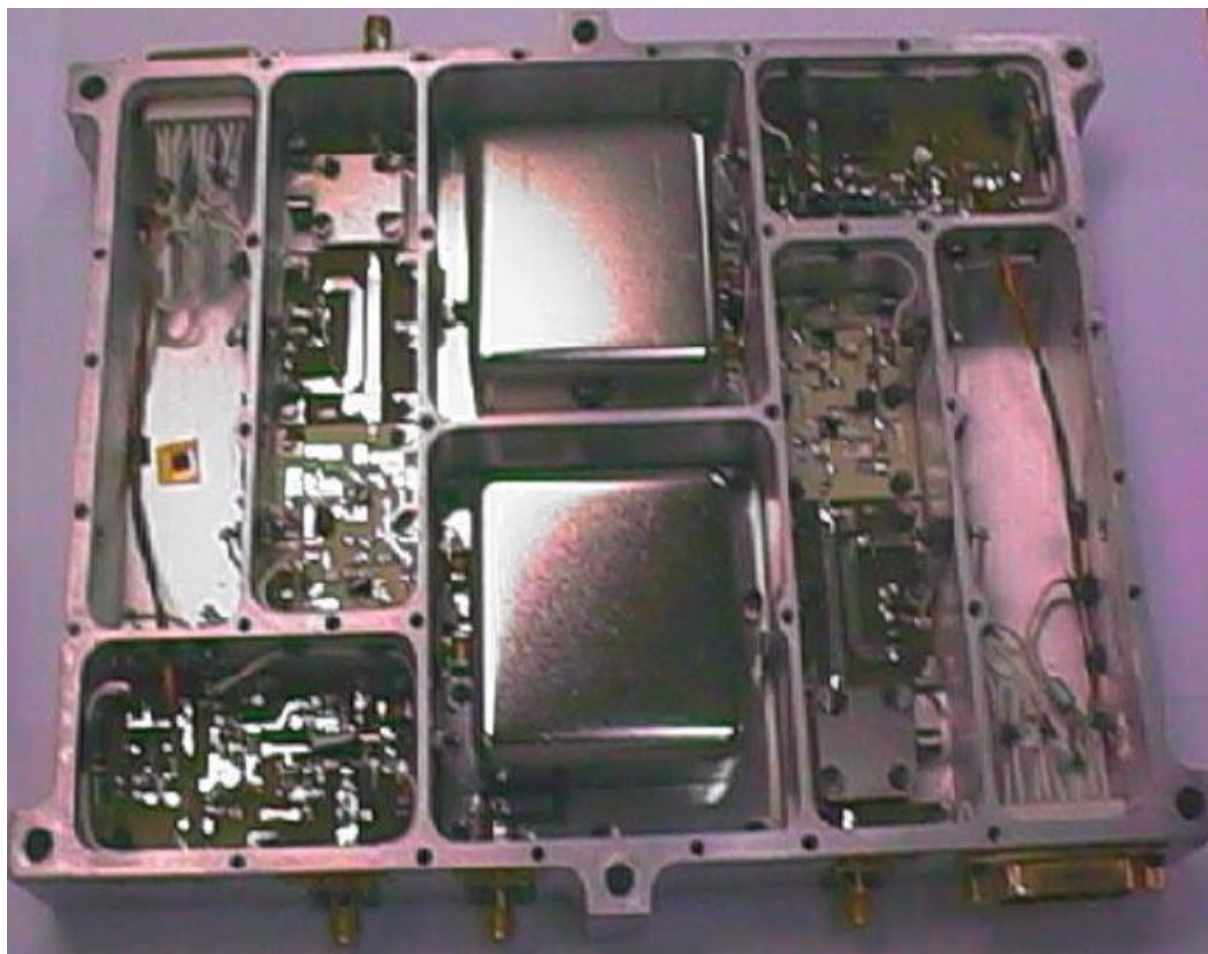


Figura 59 – Transmissor em Banda S do TT&C do SATEC

Foram utilizadas duas antenas de tecnologia planar em microfitas, desenvolvidas e fabricadas no INPE, operando em polarizações opostas (RHCP e LHCP), de forma a obter um diagrama de radiação com ampla cobertura angular, minimizando-se a interação entre antenas.

7.2.4 PLATAFORMA MULTIMIÇÃO

7.2.4.1 Subsistema TT&C do Amazonia-1

O Subsistema Telemetry, Tracking and Commanding (TT&C) do satélite Amazonia-1 foi especificado pelo TELEC para a PMM em 2002 e contratado integralmente (antenas inclusas) da empresa Mectron Engenharia, com acompanhamento técnico pelo Grupo desde então.

O TT&C opera na banda S e faz uso, pela primeira vez em subsistemas de TC e TM para satélites do INPE, de FPGAs com qualificação espacial. Também agregou um demodulador PSK para telecomandos – no CBERS tal função é executada pelo OBDH, enquanto que nos SCD's isso era responsabilidade do Decodificador de Telecomandos (equipamento específico para esse fim).



Figura 60 – Transponder em Banda S do TT&C do Amazonia-1

Outra novidade foi a adoção de um transmissor digital, em detrimento dos analógicos utilizados em outras missões. Os transmissores analógicos permitem uma maior precisão para as medidas de ranging do satélite, algo considerado desnecessário para a PMM devido à presença de um receptor GPS a bordo. As medidas de ranging, entretanto, ainda podem ser obtidas do transmissor digital – apenas com menor precisão.

Seguem abaixo as principais características do Subsistema TT&C do Amazonia-1.

Tabela 40 - Principais características do TT&C do Amazonia-1

Tx: Faixa de frequência	2200 a 2300 MHz
RX: Faixa de frequência	2025 a 2120 MHz
Potência de saída	Até 5 Watts, configurável
Limiar de aquisição de rastreamento	-130 dBm
Taxa de erro de dados	1^{-6} @ -117dBm de entrada de RF
Ganho típico da antena	5 dBi
Largura de feixe típica da antena	160°
Polarização da antena	RHCP ou LHCP

7.2.4.2 Subsistema AWDT do Amazonia-1

Outro subsistema sob responsabilidade do TELEC para o Amazonia-1, desde 2009, é o AWFI Data Transmitter (AWDT), contratado da empresa Omnisys Engenharia. O grupo especificou o equipamento e vem acompanhando o contrato desde então.

O AWDT transmite para solo em banda X os dados adquiridos pela câmera AWFI, seja em tempo real ou armazenados pelo subsistema DDR.

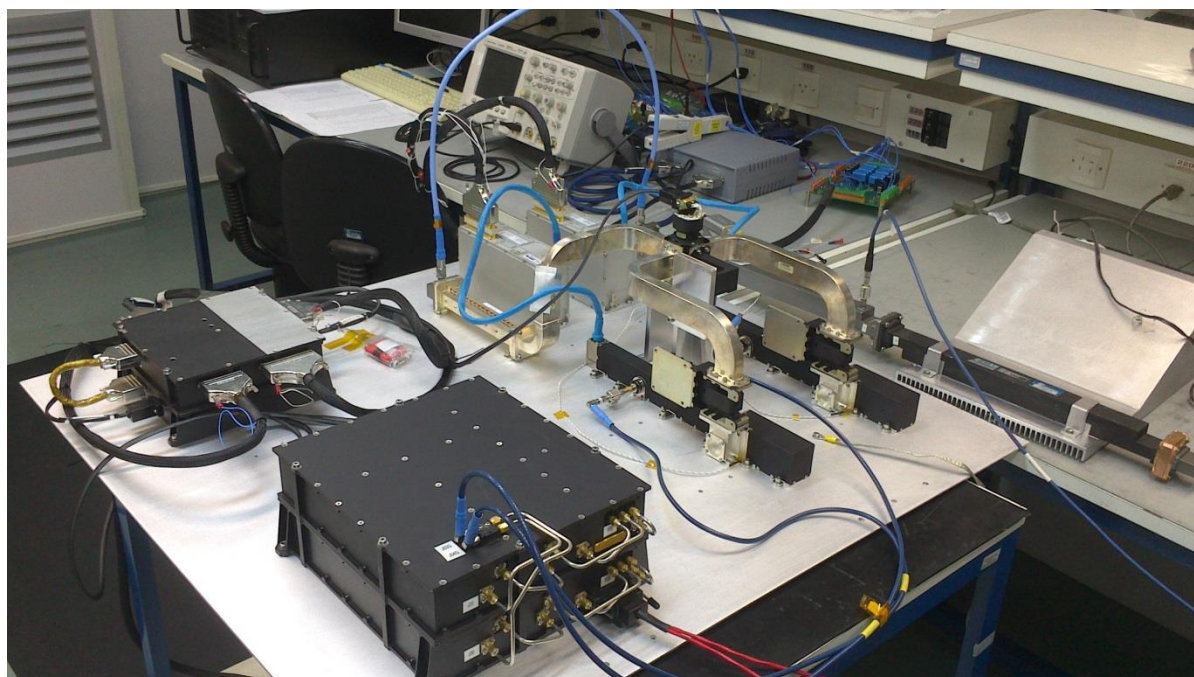


Figura 61 – Modelo de Engenharia do Subsistema AWDT do Amazonia-1

Diferentemente do MWT do CBERS, o AWDT possui apenas um canal de transmissão que, entretanto, opera a uma taxa maior – em função da maior resolução da AWFI do Amazonia-1 em comparação à WFI do CBERS.

Tabela 41 - Principais características do AWDT do Amazonia-1

Frequência TX	8,300 GHz
Banda-base	128 Mbps @ PCM-NRZ-L (LVDS) para I+Q
Potência de saída TWTA	50 Watts
Tipo de modulação	QPSK
Desbalanceamento de amplitude	+/- 0,5 dB max
Desbalanceamento de fase	+/- 5° max
Bit Error Rate	10^{-6}

7.2.5 PARTICIPAÇÃO EM PROJETOS COM A NASA

7.2.5.1 Humidity Sounder for Brazil (HSB)

O projeto HSB (Humidity Sounder for Brazil), equipamento componente da carga útil do satélite Aqua do programa EOS (Earth Observing System) da NASA, consiste de um radiômetro de 4 canais centrados nas frequências de 150 GHz e 183 GHz, que tem por objetivo medir o perfil de umidade da atmosfera terrestre.

A participação brasileira no programa EOS fez parte de acordo de cooperação técnica e científica entre NASA e AEB, na qual a empresa inglesa Matra-Marconi Space foi contratada para a fabricação do HSB.

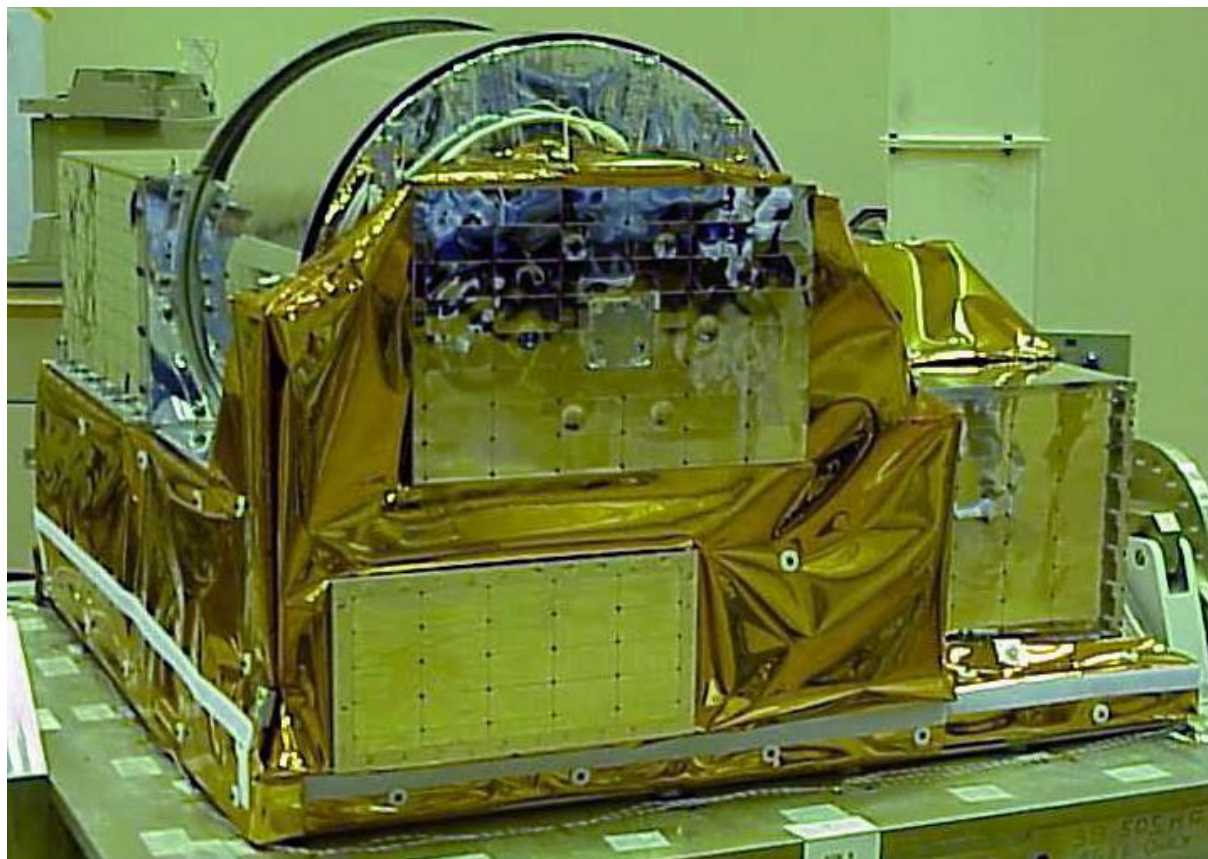


Figura 62 – HSB do satélite EOS Aqua

O TELEC fez parte do programa entre 1997 e 2002, acompanhando o contrato junto à Matra-Marconi, executando atividades de integração e testes, participando da campanha de lançamento e início de operações em órbita do EOS Aqua.

Seguem as principais características do HSB.

Tabela 42 - Principais características do HSB do satélite EOS Aqua

Frequência	150 GHz (canal 17) 183,31 (canais 18 a 20)
Largura de banda	2,0 GHz (canais 17 e 19) 1,0 (canal 18) 4,0 (canal 20)
ΔT Sensitividade térmica	1,0K (canais 17 e 19) 1,1K (canal 18) 1,2K (canal 20)
Linearidade	0,3K (canais 17 a 19) 0,36K (canal 20)
Acurácia de calibração	1,0 (+/- 0,2K aleatório)
Acurácia de apontamento	+/-0,10°
Tipo de varredura	contínua
Ângulo de varredura	+/-48,95°
Modos de varredura	normal, parado, passo, investigação
Vistas de calibração	$\leq 4^\circ$

7.2.6 PARTICIPAÇÃO EM PROJETOS DE ESTAÇÕES TERRENAS

Tendo por especialidade o desenvolvimento de sistemas de comunicação entre solo e bordo, o TELEC também participa eventualmente de projetos relacionados ao segmento solo de missões espaciais. Os próximos subitens sumarizam tais atividades.

7.2.6.1 Estação Terrena para Satélites de Telecomunicações

O projeto Estações Terrenas, que durou de 1978 a 1982, tinha como objetivo o desenvolvimento de estações de baixa capacidade nas bandas C e X para uso com um satélite de telecomunicações.

Um protótipo de estação foi construído e destinava-se a comunicações telefônicas e outras compatíveis com faixa de voz (telégrafo, telex, dados, fac-símile etc.), nas faixas de 6 e 4 GHz.



Figura 63 – Amplificadores SSPA desenvolvidos para a Estação Terrena em Banda C (4/6 GHz)

7.2.6.2 Down Converter e Alimentador com Dupla Polarização para Estação de Recepção em Banda S

Esse projeto, executado entre 2009 e 2014, consiste no desenvolvimento de um Down Converter para converter o sinal de 2267,52 MHz, gerado pelo subsistema DCS a bordo dos satélites do Programa CBERS, para a Frequência Intermediária de 70 MHz, a qual será processada pelo receptor da estação terrena.

A figura abaixo apresenta uma foto do protótipo desenvolvido pelo TELEC.

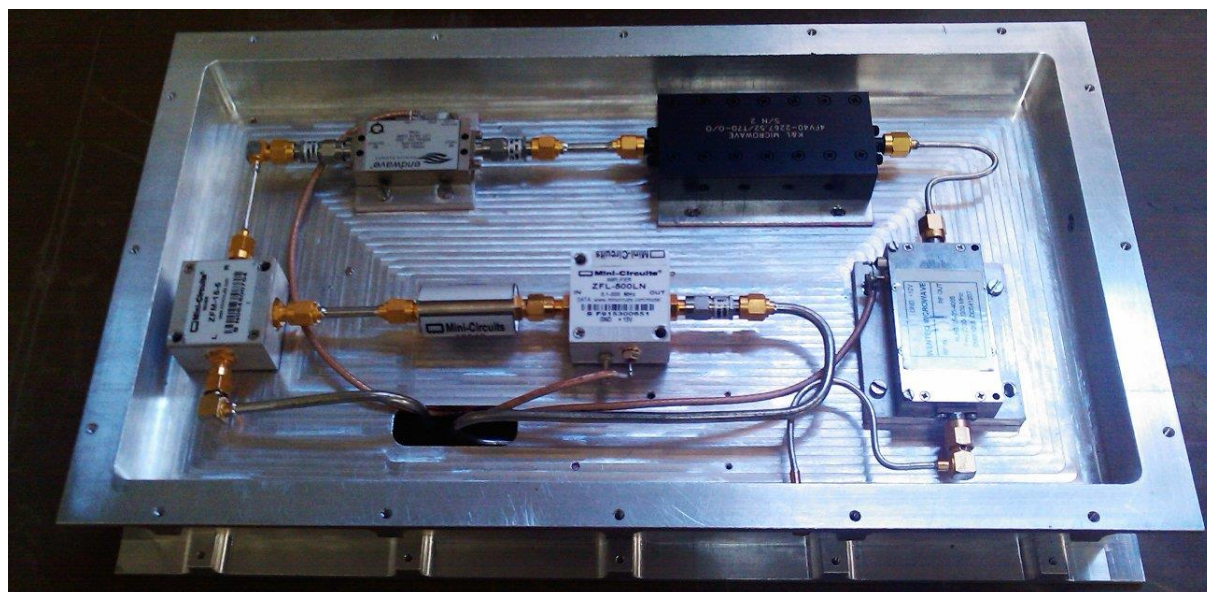


Figura 64 – Down Converter da Estação de recepção em Banda S (2267,52 MHz/70 MHz)

7.2.7 PROJETOS DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO

7.2.7.1 Antenas de Microfita

Entre 1997 e 2008 o TELEC projetou, fabricou e testou redes planares de antenas de microfita para uso espacial, com capacidade de apontamento de feixe, como um projeto de pesquisa e desenvolvimento.

Tais antenas devem ser capazes de operar em polarização linear dupla (para aplicação em radar SAR polarimétrico) ou em polarização circular para uso em satélites de observação da terra. Seu uso em satélites de comunicação de órbita baixa e com radar de abertura sintética é crescente.

As antenas utilizadas nos satélites SACI-1, SACI-2 e SATEC são resultado desse projeto.

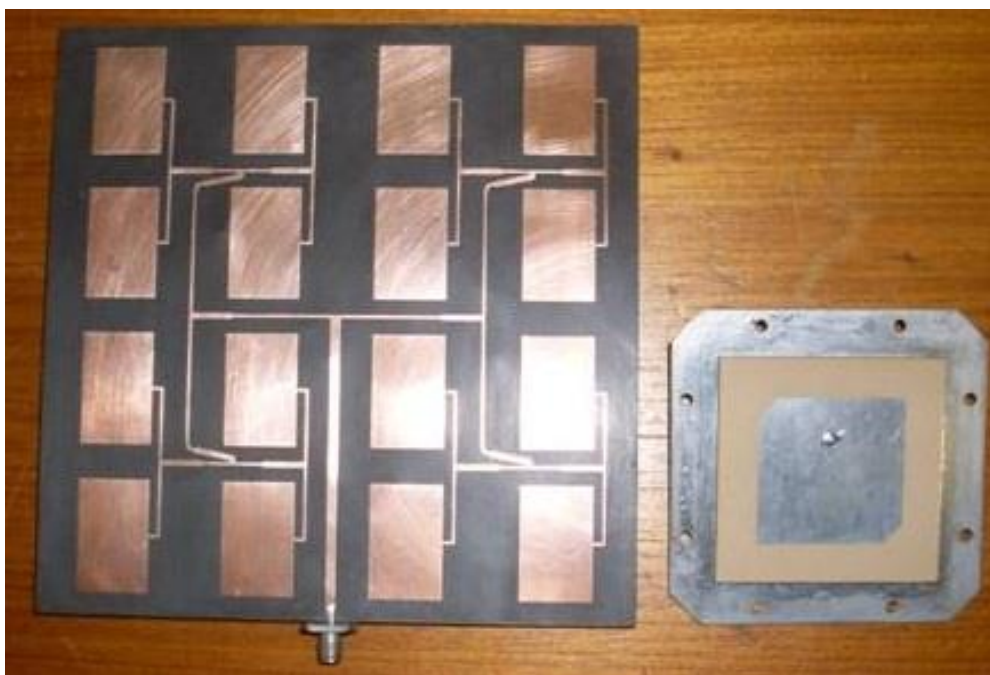


Figura 65 – Rede Planar de Antenas de Microfita (esq.) e Antena de Microfita com Polarização Circular (dir.)

7.2.7.2 Modulador UQPSK em Banda S

Entre 2003 e 2004 foram projetados e fabricados pelo TELEC protótipos de moduladores UQPSK em Banda S.

Tal tipo de modulação tem como vantagem a possibilidade de transmitir dados de duas câmeras independentes (sem sincronismo entre elas) em um mesmo canal de RF, reduzindo a faixa de transmissão e possibilitando a utilização de taxas mais elevadas de downlink.

7.2.7.3 Transmissor QPSK em Banda X

Entre 2006 e 2007, o TELEC construiu um modelo de desenvolvimento de um transmissor QPSK em Banda X para aplicação no Subsistema MWT dos satélites CBERS 3, 4 e 4A.

Esse transmissor opera com taxas de 53 Mbps para dados da WFI e 63 Mbps para dados da MUX.

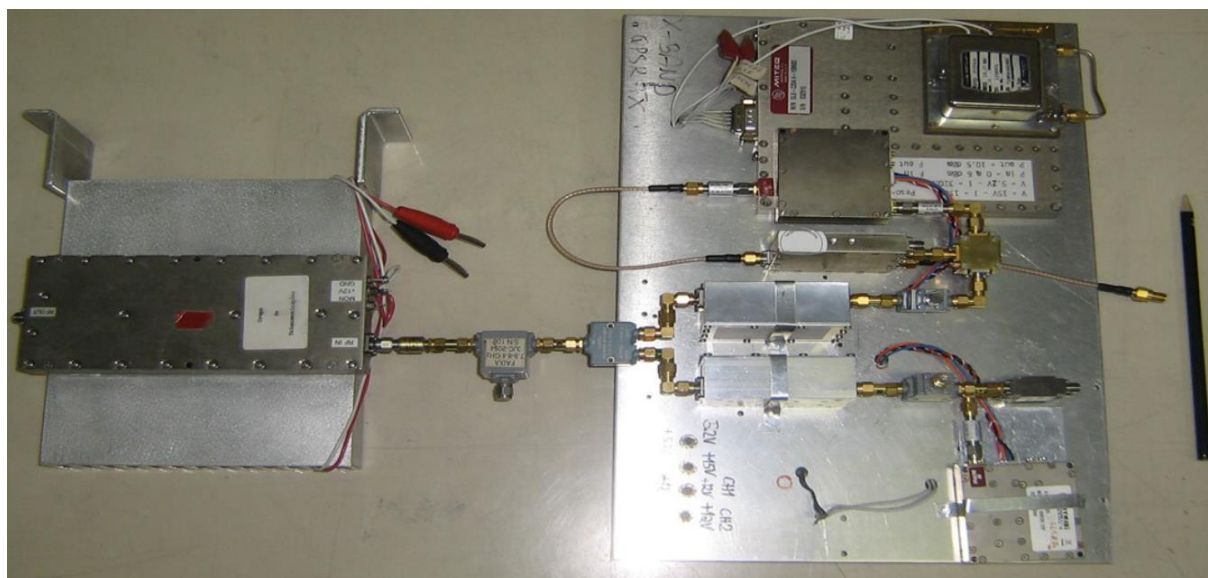


Figura 66 – Modulador do Transmissor QPSK em Banda X

7.2.7.4 Filtro Helicoidal em 401 MHz

A dificuldade encontrada pelo INPE na busca por um fornecedor de filtros passa-faixa em UHF compatível com as restrições impostas pelo Subsistema DCS dos satélites CBERS-3, 4 e 4A motivou o TELEC a realizar uma pesquisa sobre tais filtros.

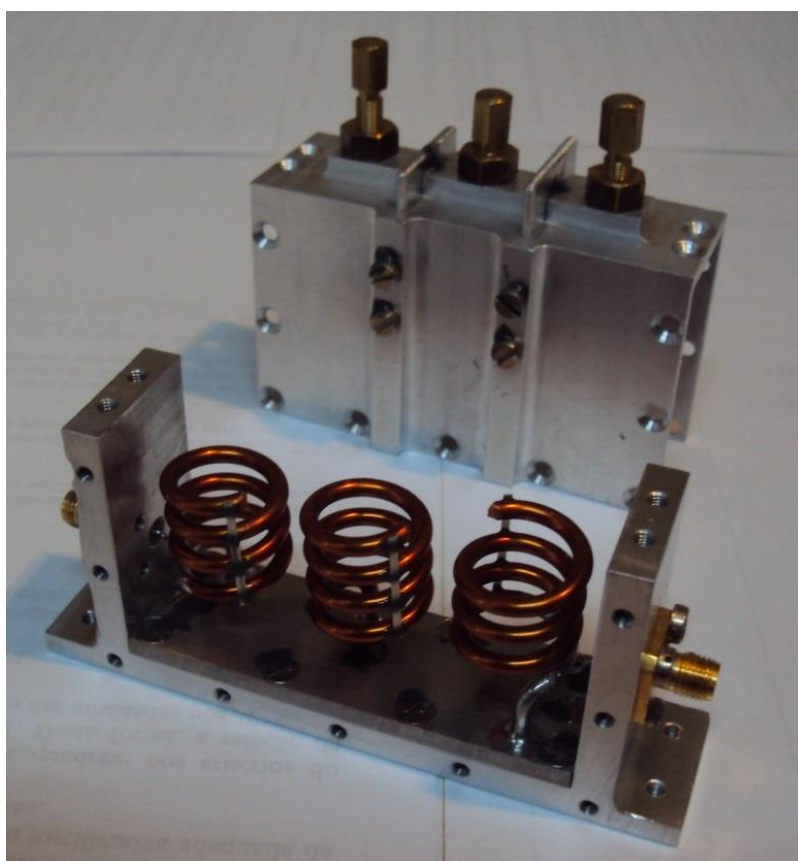


Figura 67 – Blindagem superior (acima) e bobinas (abaixo) do Filtro Helicoidal em 401 MHz

Essa pesquisa resultou no projeto, fabricação e qualificação em testes ambientais (vibração e termo-vácuo) de um protótipo de filtro helicoidal em 401 MHz, para uma possível utilização em programas futuros do Instituto. Toda essa atividade ocorreu entre 2011 e 2012.

Tabela 43 - Principais características do Filtro Helicoidal de 401 MHz

Frequência central	401,635 MHz
Perda por inserção (S21)	≤ 1 dB
Faixa de passagem de 3 dB	15 MHz
Impedância de entrada e saída	50 Ohms
Perda de retorno	≤ -14 dB
Atenuação em 462,5 MHz	≥ 45 dB
Atenuação em 354 MHz	≥ 25 dB