



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/04.10.20.49-TDI

PROPOSTA DE UMA REDE DE COMUNICAÇÃO COM PROTOCOLO SPACEWIRE PARA O SEGMENTO LANÇADOR

Emerson Henrique Silva de Oliveira

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas Espaciais,
orientada pelo Dr. Nilson Sant'Anna,
aprovada em 29 de abril de 2016.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LFS7NH>

INPE
São José dos Campos
2016

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@inpe.br

COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):

Presidente:

Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)

Membros:

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID) **BIBLIO-**

TECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/04.10.20.49-TDI

PROPOSTA DE UMA REDE DE COMUNICAÇÃO COM PROTOCOLO SPACEWIRE PARA O SEGMENTO LANÇADOR

Emerson Henrique Silva de Oliveira

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas Espaciais,
orientada pelo Dr. Nilson Sant'Anna,
aprovada em 29 de abril de 2016.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LFS7NH>

INPE
São José dos Campos
2016

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Oliveira, Emerson Henrique Silva de.
Ol4p Proposta de uma rede de comunicação com protocolo SpaceWire para o segmento lançador / Emerson Henrique Silva de Oliveira. – São José dos Campos : INPE, 2016.
xxii + 113 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/04.10.20.49-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2016.
Orientador : Dr. Nilson Sant’Anna.

1. SpaceWire. 2. Veículo lançador. 3. Foguete. 4. Rede de comunicação de dados. 5. Protocolo de comunicação. I.Título.

CDU 629.7.066:629.764



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

Aluno (a): **Emerson Henrique Silva de Oliveira**

Título: "PROPOSTA DE UMA REDE DE COMUNICAÇÃO COM PROTOCOLO SPACEWIRE PARA O SEGMENTO LANÇADOR".

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

**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais**

Dr. **Walter Abrahão dos Santos**



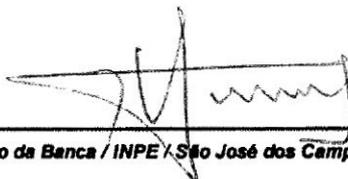
Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. **Nilson Sant'Anna**



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. **Ronaldo Arias**



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. **Luis Eduardo Vergueiro Loures da
Costa**



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

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

São José dos Campos, 29 de Abril de 2016

*“Quem conhece os homens é inteligente. Quem conhece a si mesmo é iluminado.
Vencer os homens é ter força. Quem vence a si mesmo é forte.
Quem sabe contentar-se é rico. Agir fortemente é ter vontade.
Quem não perde a sua residência, perdura. Quem morre, mas não perece, eterniza-se.”*

LAO TZE

em “TAO TE CHING - CAPÍTULO 33” (Tradução do Mestre Wu Jyn Cherng)

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus pela oportunidade de vivenciar este Caminho.

Ao meu orientador, Dr. Nilson Sant'Anna, pelo apoio, orientação e amizade.

Ao estimado Dr. Luis Loures, que me apoiou e contribuiu com toda sua a experiência profissional e de vida.

À CAPES, por investir na formação, capacitação e evolução dos profissionais da área espacial brasileira, propiciando a realização deste trabalho.

Ao INPE, tanto ao setor de Coordenação de Pós-Graduação e Secretaria de Apoio, bem como aos professores e professoras com os quais tive o prazer de me relacionar e de muito aprender durante o curso. Em especial ao Dr. Walter Abrahão e Dr. Ronaldo Arias, membros da minha Banca Examinadora.

Ao IAE/DCTA, pelo apoio e contribuição a esta minha realização.

Aos colegas do INPE e IAE/DCTA, que direta e/ou indiretamente contribuíram para a elaboração e conclusão deste trabalho.

Agradeço, de modo especial, à minha família e aos amigos que fazem parte da minha vida.

Aos meus irmãos de consideração Debora Santos e Linélcio Paula pela amizade, parceria, lealdade e sacrifício compartilhado na vida profissional.

À minha amada esposa, Simone Camara, e à minha filha querida, Sofia Maiara pela paciência, companheirismo e amor compartilhado no dia a dia.

Aos grandes responsáveis por esta conquista, meus inestimáveis pais, Victor Vasconcellos e Nair Maria, pela dedicação, amor e carinho por toda minha vida.

RESUMO

No segmento lançador do setor aeroespacial, tanto no contexto nacional como no internacional, as informações sobre arquiteturas de sistemas de controle para veículos lançadores de satélite são muitas vezes restritas, sendo que requisitos e especificações de projetos, em alguns casos, são considerados da área militar. Desde o lançamento do Sonda I, em 1967, até o lançamento do SARA Suborbital em 2015, o Brasil tem desenvolvido sistemas eletrônicos de navegação e controle embarcados em veículos lançadores de satélites. O VLS-1 é o primeiro Veículo Lançador de Satélites brasileiro, contando com quatro estágios de propulsão, enquadrado na classe dos lançadores de pequeno porte. O VS-40 é um veículo suborbital com dois estágios à propulsão sólida que foi utilizado no lançamento do SARA Suborbital em 2015. Dentro do programa espacial brasileiro, muitas das arquiteturas de rede de comunicação de dados embarcadas em sistema espacial, utilizam tecnologias herdadas, usadas há mais de duas décadas, como os protocolos RS422 de 1994 e MIL-STD-1553, de 1993. Atualmente um protocolo que vem ganhando destaque no setor aeroespacial é o *SpaceWire* (norma ECSS-E-ST-50-12C), desenvolvido em colaboração entre as agências internacionais espaciais, como ESA, NASA e JAXA e referenciado pela CCSDS. O *SpaceWire* é um protocolo de comunicação serial *full-duplex*, de alta velocidade de conexão do tipo ponto a ponto, com comutação por roteadores e de tecnologia de código aberto. Este trabalho tem como foco a evolução de soluções de redes de comunicação de dados para o setor aeroespacial, em especial no segmento lançador. Apresenta uma proposta de rede de comunicação de dados para um veículo lançador de satélite de pequeno porte, utilizando como solução o protocolo *SpaceWire*, um estudo sobre os critérios, requisitos e especificações técnicas para o segmento lançador, e um estudo de caso do projeto SARA Suborbital.

Palavras-Chave: *SpaceWire*, veículo lançador, foguete, rede de comunicação de dados, protocolo de comunicação.

PROPOSAL FOR A COMMUNICATION NETWORK WITH SPACEWIRE PROTOCOL FOR THE LAUNCHER SEGMENT

ABSTRACT

In the launcher segment of the aerospace sector, both at the national and international context, information on control systems architectures for satellite launch vehicles are often restricted, and the requirements and design specifications in some cases are considered the military. Since the launch of Probe I in 1967 to the launch of the SARA Suborbital in 2015, Brazil has been developing electronic navigation and control systems embedded in satellite launch vehicles. The VLS-1 is the first Brazilian Satellite Launch Vehicle, a vehicle with four-stage propulsion, framed in the class of small launchers. The VS-40 is a suborbital vehicle with two stages of solid propulsion that was used in the launch of the SARA Suborbital in 2015. Within the Brazilian space program, many of the data communication network architectures embedded in spacecraft, use legacy technologies used for more than two decades, as the RS422 protocols 1994 and MIL-STD-1553 1993. Currently a featured protocol that has gained in the aerospace sector is the SpaceWire (standard ECSS-E-ST-50-12C), a protocol developed in collaboration between international space agencies such as ESA, NASA and JAXA, and referenced by CCSDS. The SpaceWire is a serial communication protocol full-duplex, high-speed connection of the point-to-point-switched routers and open source technology. This work focuses on the development of data communications network solutions for the aerospace sector, especially in the launcher sector. Present a proposal for a data communications network for a small satellite launch vehicle using as a solution the SpaceWire protocol, a study of the criteria, requirements and technical specifications for the launcher segment, and a case study of the project SARA Suborbital.

Keywords: SpaceWire, launch vehicle, rocket, data communication network, communication protocol.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 - Tipos de topologia ponto a ponto	10
Figura 2.2 - Interconexão estrela.....	11
Figura 2.3: Interconexão via barramento (<i>Bus</i>).	12
Figura 2.4 – Processos nas Camadas OSI.	13
Figura 2.5 - Arquitetura de comunicação SOIS	18
Figura 2.6: Típica rede <i>CAN bus</i>	20
Figura 2.7: Modelo de terminais com transformadores com MIL-STD-1553	21
Figura 2.8: Modelo de conexão <i>SpaceWire</i>	24
Figura 2.9: Construção do cabo <i>SpaceWire</i>	25
Figura 2.10: Nível de sinal LVDS	26
Figura 2.11: Típica Operação de sinal LVDS	26
Figura 2.12: Codificação <i>Data-Strobe</i>	27
Figura 2.13: Formato do pacote de dados	29
Figura 2.14: Exemplo de rede com roteadores	30
Figura 2.15: Forças que atuam no foguete	33
Figura 2.16: SARA Suborbital	39
Figura 2.17: Trajetória do SARA Suborbital	40
Figura 3.1: Diagrama de rede do sistema ASNARO	47
Figura 3.2: Conector <i>SpaceWire</i> TASUK	49
Figura 3.3: <i>Backplane SpaceWire</i> Layout com múltiplo <i>Slots</i>	50
Figura 3.4: Camadas do protocolo <i>SpaceFibre</i>	51
Figura 3.5: Exemplo de configuração de veículo lançador de satélite.....	52
Figura 4.1: Uma configuração do veículo de três estágios.....	76
Figura 4.2: Diagrama de Rede de Comunicação de Dados do Veículo Lançador	77
Figura 4.3: Solução de interface <i>SpaceWire</i> utilizando FPGA	84
Figura 5.1: Estrutura do SARA Suborbital	92
. Figura 5.2: Projeto preliminar da Cablagem do SARA Suborbital	93

Figura 5.3: Comparação entre o projeto da cablagem com seu modelo fabricado.....	94
Figura 5.4: Estrutura do SARA Suborbital.....	95
Figura 5.5: SARA Suborbital com Banco de Controle em ensaio dinâmico	96
Figura 5.6: Diagrama de Sistema das Redes Elétricas do SARA Suborbital ...	98
Figura 5.7: Diagrama do SARA Suborbital com Interfaces SpaceWire	103

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1- Comparação dos recursos dos barramentos MIL-STD-1553, <i>SpaceWire</i> e RS-422.....	56
Tabela 4.1: <i>Relação entre o processo de Klar e a metodologia adotada</i>	60
Tabela 4.2: <i>Características ambientais de veículos lançadores</i>	64
Tabela 4.3: Relação entre funções, equipamentos e interface/ dados de um veículo lançador de satélites de pequeno porte	71
Tabela 4.4: Comparação entre a arquitetura herdada e a proposta.....	82
Tabela 4.5: IP CORE com respectivas FPGA utilizadas.	85
Tabela 4.6: Projetos apresentados no <i>SpaceWire Conference 2013</i> e suas respectivas FPGAs.....	86
Tabela 4.7: FPGAs automotivas disponíveis no mercado brasileiro.	87

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AOCS	<i>Attitude and Orbit Control Subsystem</i>
ASNARO	<i>New system Architecture for Observation</i>
CCSDS	<i>Consultative Committee for Space Data Systems</i>
CG	Centro de Gravidade
CITAR	Circuitos Integrados Tolerantes à Radiação
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
COTS	<i>Commercial Off-The-Shelf</i>
CP	Centro de Pressão
CSMA-CA	<i>Carrier sense multiple access with collision avoidance</i>
DCE	<i>Data-communication Equipment</i>
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DLR	Centro Aeroespacial Alemão
DTE	<i>Data-terminal Equipment</i>
ECSS	<i>European Cooperation for Space Standardization</i>
EGSE	<i>Electrical Ground Segment Equipament</i>
EIA	<i>Electronic Industries Alliance</i>
EMC	<i>Electro Magnetic compatibility</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
FDIR	<i>Fault Detection, Isolation and Recovery</i>
FPGA	<i>Field programmable Gate Array</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HSE	<i>Health and Safety Executive</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
ICD	<i>Interface Control Document</i>
IEEE	<i>Institute of Electrical and Electronics Engineers</i>
IFUSP	Instituto de Física da Universidade de São Paulo
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

IP	<i>Intellectual Property</i>
ISAS	<i>Institute of Space and Astronautical Science</i>
ITAR	<i>International Traffic in Arms Regulations</i>
JAXA	<i>Japan Aerospace Exploration Agency</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
LESIA	<i>Laboratoire d'études spatiales et d'instrumentation en astrophysique</i>
LLC	<i>Logical Link Control</i>
LVDS	<i>Low Voltage Differential Signalling</i>
MAC	<i>Media Access Control</i>
MTCR	<i>Missile Technology Control Regime</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
N-DPU	<i>Normal-Digital Processor Unity</i>
N-FEE	<i>Normal- Front End Electronic</i>
OSI	<i>Open Systems Interconnection</i>
PLATO	<i>PLANetary Transits and Oscillations of Stars</i>
PNAE	<i>Programa Nacional de Atividades Espaciais</i>
QoS	<i>Quality of Service</i>
RMAP	<i>Remote Access Memory Protocol</i>
RS	<i>Recommended Standard</i>
SOIS	<i>Spacecraft Onboard Interface Services</i>
TDMA	<i>Time Division Multiple Access</i>
USEF	<i>Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer</i>
VLM	<i>Veículo Lançador de Microssatélites</i>
VLS	<i>Veículo Lançador de Satélites</i>
VS-40	<i>Veículo Suborbital</i>

SUMÁRIO

1	Introdução	1
1.1	Motivação.....	4
1.2	Problema.....	5
1.3	Objetivo	6
1.4	Metodologia.....	6
1.5	Organização do trabalho	7
2	Conceitos	9
2.1	Barramento e rede	9
2.2	Topologia	9
2.2.1	Interconexão do tipo ponto a ponto	10
2.2.2	Interconexão em estrela	10
2.2.3	Topologia de transmissão por barramento	11
2.3	Modelo OSI	12
2.3.1	Camada Física (<i>Physical Layer</i>).....	13
2.3.2	Camada de Enlace de Dados (<i>Data Link Layer</i>).....	14
2.3.3	Camada de Rede (<i>Network Layer</i>)	15
2.3.4	Camada de Transporte (<i>Transport Layer</i>)	16
2.3.5	Camada de Sessão (<i>Session Layer</i>)	16
2.3.6	Camada de Apresentação (<i>Presentation Layer</i>).....	16
2.3.7	Camada de Aplicação (<i>Application Layer</i>).....	16
2.4	SOIS (<i>Spacecraft Onboard Interface Services</i>).....	17
2.5	Protocolos e Barramentos de comunicação.....	18
2.5.1	CAN bus (Controller Area Network).....	18

2.5.2	MIL-STD-1553	20
2.5.3	RS-232, RS-422 e RS-485	21
2.6	<i>SpaceWire</i>	22
2.6.1	Camada física.....	24
2.6.2	Camada Enlace	27
2.6.3	Camada de rede	29
2.6.4	Camada de transporte no <i>SpaceWire</i>	30
2.7	Sistema de Lançamento Espacial	32
2.8	Subsistemas do Segmento Lançador.....	34
2.8.1	Rede Elétrica de Serviço.	34
2.8.2	Rede Elétrica de Telemédidas.....	36
2.8.3	Rede Elétrica Controle.....	36
2.8.4	Rede Elétrica de Segurança.....	37
2.8.5	Segmento Solo	38
2.9	Projeto SARA Suborbital	38
2.10	Restrições ITAR - <i>International Traffic in Arms Regulations</i>	41
2.11	Requisitos	42
2.12	Regulamento técnico de segurança para veículo lançador	42
3	Trabalhos relacionados	45
3.1	<i>Projeto CITAR</i>	45
3.2	<i>SpaceWire</i>	46
3.2.1	FPGA – <i>Field Programmable Gate Array</i>	48
3.2.2	Backplane.....	48
3.2.3	<i>SpaceFibre</i>	50
3.3	Segmento lançador	52

3.3.1	Veículo Lançador de Microssatélites (VLM)	53
3.4	Migração para uma interface <i>SpaceWire</i>	53
4	Rede de comunicação de dados para um veículo lançador de satélite	59
4.1	Estudo dos requisitos do segmento lançador.....	60
4.1.1	Requisitos Funcionais.....	60
4.1.2	Requisitos Operacionais.....	62
4.1.3	Requisitos Restritivos	63
4.1.4	Requisitos de segurança para veículos lançadores.....	65
4.2	Análise das interfaces a bordo de um veículo lançador	70
4.3	Projeto da rede de comunicação de dados	75
4.3.1	Modelo de veículo.....	75
4.3.2	Diagrama da rede de comunicação	76
4.3.3	Características da interface <i>SpaceWire</i> do projeto.....	80
4.3.4	Análise de itens críticos e desafios técnicos da nova arquitetura .	81
4.3.5	Implementação de uma interface <i>SpaceWire</i> utilizando FPGA	83
4.3.6	Solução de barramento tipo <i>backplane</i>	88
4.3.7	Proposta de uma interface <i>SpaceFibre</i>	88
4.3.8	Proposta de uma interface Wifi.....	88
5	Estudo de caso do SARA Suborbital.....	91
5.1.1	Desenvolvimento do SARA Suborbital	91
5.1.2	Migração das interfaces do SARA Suborbital	96
6	Considerações finais	105
6.1	Conclusão	105
6.2	Proposta de trabalhos futuros	108
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	109

1 INTRODUÇÃO

O Brasil está assumindo definitivamente o compromisso de soberania e autonomia plena, ao enfatizar, por meio do Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE), suas prioridades de integração da política espacial às demais políticas públicas em execução, fomentando a formação, captação e fixação de especialistas qualificados para dinamizar atividades espaciais, reconhecendo o necessário domínio das tecnologias críticas e de acesso restrito, com participação da indústria, junto com a competência e o talento existente nas universidades e institutos de pesquisa nacionais (AEB, 2012).

Segundo o site do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial/ Instituto de Aeronáutica e Espaço (DCTA/IAE), o Brasil possui dois centros de lançamentos em operação: o Centro de Lançamento de Alcântara – (CLA) e o Centro de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno – (CLFBI, atual CLBI). O VLS-1 é o primeiro Veículo Lançador de Satélites brasileiro, um veículo de quatro estágios de propulsão, que utiliza combustível sólido e está enquadrado na classe dos lançadores de pequeno porte. O VLS-1 é um projeto desenvolvido pelo DCTA/IAE e pela indústria nacional, que teve sua história marcada por um trágico acidente em 2003. O VS-40 é um veículo suborbital de dois estágios a propulsão sólida, com três missões completas (1993, 1998 e 2012). Os 30 anos decorridos entre o lançamento do Sonda I (1967) e do primeiro protótipo do VLS-1 (1997) revelam o extraordinário esforço conduzido pelo IAE no campo espacial. Enquanto o Sonda I possuía 3,90 m de comprimento, 54 kg e permitia alcançar a altitude de 70 km, o VLS-1 possui 20 metros, 50.000 kg, alcance de 750 km de altitude, atingindo a velocidade de 27.000 km/h e com uma configuração de três estágios. O projeto do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), veículo suborbital de 350 kg, a ser lançado através de um veículo de sondagem VS-40 modificado, compreende o desenvolvimento de uma plataforma espacial para experimentos em ambiente de microgravidade, que apresenta uma proposta inovadora, pois toda a eletrônica do veículo VS-40 se encontra dentro da plataforma SARA Suborbital.

Na avaliação de Wertz (2011), ao longo dos últimos 20 anos, houve algumas tendências claras em projetos de sistemas espaciais. A mudança mais importante é o papel crescente do *software*. Com processadores com tolerância a radiação mais potente, veio a capacidade de colocar mais funcionalidade nestes processadores. Juntamente com o aumento da capacidade de *software* veio um aumento da necessidade de padronização na comunicação de dados. Sistemas espaciais passaram a ter recurso para desenvolvimento de *software* associado aos dados empacotados dentro de cabeçalhos padrão, o que permite uma manipulação mais fácil dos dados a bordo e no solo. O trabalho do CCSDS desde os anos 1980 vem assumindo a padronização de interfaces de dados para sistemas espaciais, mas a explosão da internet nos últimos 15 anos tem acelerado o trabalho em padrões de dados comerciais. Bilhões de dólares gastos por *IP*, *IP Security (IPSec)*, *Ethernet* e *Universal Serial Bus (USB)* permitirão à indústria espacial simplificar as interfaces de equipamentos espaciais, os testes de naves espaciais e as operações de voo. Ao longo dos 20 anos, o barramento de dados MIL-STD-1553 substituiu muitas interfaces seriais personalizadas. Componentes de sistemas espaciais padronizados reduzem a documentação e os erros associados ao desenvolvimento de interfaces de comunicação entre dois equipamentos eletrônicos. Ao longo dos últimos 10 anos o padrão *SpaceWire* normalizado pela ESA (ECSS-E-ST-50-12C/2003), desenvolvido com base no padrão IEEE 1355, vem ganhando espaço entre as soluções utilizadas para as interfaces seriais de alta velocidade. Mesmo assim, durante o mesmo período, a indústria comercial tem resolvido muitos dos problemas enfrentados pelos sistemas espaciais, usando *IP*, *Ethernet* e *USB*.

O protocolo *SpaceWire* abordado nesta dissertação é uma das tecnologias aplicadas ao setor aeroespacial mais atuais. *SpaceWire* é um padrão de interface de comunicação de alta velocidade para uso em sistemas espaciais. Apesar de amplamente utilizada pelas agências espaciais europeia, americana, japonesa e chinesa, no Brasil existem poucas publicações ou projetos pesquisando ou utilizando essa tecnologia. Entre as primeiras iniciativas no

cenário nacional de projetos com *SpaceWire*, destaca-se a construção de um *Application Specific Integrated Circuits* (ASIC), ou Circuito Integrado de Aplicação Específica, com a implementação de uma interface *SpaceWire* tolerante à radiação, desenvolvido no projeto “Desenvolvimento de Circuitos Integrados Tolerantes à Radiação” (CITAR). O Projeto CITAR conta com financiamento da Agência Brasileira de Inovação – Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP) e será executado em um esforço de cooperação entre o CTI Renato Archer e outras instituições de pesquisa e ensino: o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), a Agência Espacial Brasileira (AEB), o Instituto de Física da USP (IFUSP) e o Instituto de Estudos Avançados (IEAv).

Segundo Cardoso *et al.* (2011), no seu estudo de Gerenciamento de Riscos do Veículo Lançador de Satélite, no Brasil, projetos como o do Veículo Lançador de Satélites (VLS), são de alta complexidade e de muitas incertezas, uma vez que se trata de um desenvolvimento tecnológico. Nesse contexto, os objetivos fundamentais estratégicos de “Dominar Tecnologia” e “Manter Recursos Humanos capacitados” têm grande impacto no processo de gerenciamento de riscos e estão de acordo com o conceito da utilidade, ou seja, persegue-se *trade-offs* de custo e benefício do projeto, o que está alinhado com os critérios adotados pelo *Health and Safety Executive* (HSE). O HSE é a organização Britânica responsável por aplicação de normas.

O VLS-1 é um veículo da classe de lançadores de pequenos satélites, capaz de lançar carga útil de 100 a 350 kg, em altitudes de 200 a 1.000 km, cujos três primeiros lançamentos fracassaram, sendo que o último resultou numa tragédia. Os dois primeiros foram destruídos no lançamento em 1997 e 1999, e o terceiro explodiu acidentalmente, matando 21 engenheiros que trabalhavam no programa espacial, em 2003. Cabe destacar que o Brasil ainda não domina tecnologias chaves como os sistemas de controle de atitude dos satélites, os sistemas de navegação inercial e a tecnologia de propulsão líquida dos veículos lançadores (FERREIRA, 2009).

É preciso superar as barreiras erguidas por certos países para impedir o Brasil de ter acesso ao conhecimento e à comercialização de importantes tecnologias espaciais. Tais restrições paralisam o desenvolvimento brasileiro de veículos lançadores de satélites – invariavelmente para fins pacíficos. Deve-se transformar esse bloqueio em oportunidade para desenvolver e dominar, autonomamente, tecnologias de alto interesse estratégico em institutos de pesquisa como o INPE e o IAE do DCTA, em estreita parceria com indústrias e universidades, inclusive de outros países (AEB/PNAE, 2013).

É indiscutível que o programa espacial brasileiro avançou nos desafios tecnológicos em Pesquisa e Desenvolvimento no segmento lançador, mesmo num cenário de relativas restrições de recursos humanos, financeiros e gerenciais, e de não consolidação da estrutura produtiva industrial do setor espacial. Este trabalho é um esforço de contribuição com a restrita base de informações disponíveis sobre o segmento lançador dentro do setor aeroespacial brasileiro, mais especificamente na área de rede de comunicação de sistemas a bordo de veículos lançadores.

1.1 Motivação

Tecnologias aplicadas a interfaces de comunicação de dados no setor espacial evoluem rapidamente, e estudar esses conceitos, muitos deles já amadurecidos nos programas espaciais americano, europeu e japonês, e pouco explorados no Brasil, é a grande motivação para o desenvolvimento desta dissertação.

Este trabalho tem como objetivo contribuir no avanço do conhecimento da área de engenharia da computação do setor espacial, com foco na inovação, ou atualização, e na viabilidade técnica para desenvolvimento de projetos. Um item desejável, que muitas vezes se torna crítico, no setor aeroespacial, é a utilização de tecnologias abertas e livres de restrições comerciais ITAR (*International Traffic in Arms Regulations*).

Os resultados desta dissertação poderão ser utilizados como referência para a implementação de uma nova rede de comunicação de dados para veículos lançadores de satélites, ou para uma migração de tecnologia com base na proposta de interface para redes de comunicação de dados. Apesar de o foco deste estudo ser no segmento lançador, o aprendizado adquirido neste trabalho também pode contribuir para projetos ligados a outros tipos de aplicação do setor aeroespacial, como satélites, plataformas multimissões ou experimentos científicos, e pode servir como fonte de pesquisa para engenheiros e desenvolvedores de outras áreas.

1.2 Problema

Os requisitos de projeto no segmento lançador do setor espacial, no contexto nacional e internacional, são informações restritas e pouco publicadas. Entretanto, para se atingir o objetivo de propor uma nova solução de rede baseada em um protocolo mais moderno deverão ser respondidos os seguintes problemas:

- a) Com base nas atuais concepções de projeto em nível nacional, qual a arquitetura de rede de comunicação de dados de um sistema eletrônico de navegação e controle de veículos lançadores de satélite de pequeno porte?
- b) Quais os critérios, requisitos e especificações técnicas mais relevantes do desenvolvimento de sistemas eletrônicos de navegação e controle de veículos lançadores de satélites de pequeno porte, ou veículos de sondagem, para uma definição de rede de comunicação de dados, sendo que tais requisitos técnicos incluem os requisitos funcionais, ambientais e de segurança?
- c) O que é necessário para implementar uma solução de rede de comunicação de dados para veículos lançadores de satélite numa provável utilização de uma nova tecnologia, como o protocolo

SpaceWire, considerando que a implementação pode ser para novos projetos de equipamentos embarcados nos veículos ou para uma migração de tecnologia em equipamentos herdados de projetos existentes?

1.3 Objetivo

O objetivo deste trabalho é levantar os requisitos e especificações de sistemas eletrônicos embarcados em veículo lançador de satélite de pequeno porte, dentro do contexto nacional, que impactam nas soluções de arquitetura de comunicação de dados para o segmento lançador e propor uma nova rede de comunicação de dados para essa aplicação, considerando as adaptações desses requisitos e especificações, em função das novas tecnologias do setor aeroespacial, como por exemplo, o protocolo *SpaceWire*.

1.4 Metodologia

Esta dissertação foi desenvolvida com base nos requisitos e especificações técnicas existentes na literatura internacional e nos conhecimentos compartilhados pelos pesquisadores do INPE e IAE/DCTA. Para isso, foi adotada a seguinte metodologia de trabalho:

- a) Estudar os requisitos e as especificações relativos a sistemas eletrônicos embarcados em veículos lançadores de satélites e as bibliografias correlacionadas. Verificar o impacto dos requisitos de projeto para lançador de satélites de pequeno porte na definição de uma arquitetura de comunicação de dados embarcada;
- b) Analisar as interfaces de comunicação de dados atualmente mais utilizadas dentro do setor aeroespacial (como *SpaceWire*, RS422, MIL-STD-1553), definir conceitos e referenciar trabalhos correlacionados;
- c) Definir uma proposta de uma rede de comunicação de dados para um lançador de satélites de pequeno porte, utilizando como base

protocolos mais atuais e analisar essa rede proposta de acordo com os principais itens críticos e desafios técnicos das interfaces de comunicação de dados do segmento lançador;

- d) Fazer um estudo de caso de uma rede de comunicação de dados de um projeto real.

1.5 Organização do trabalho

Esta dissertação está organizada em cinco seções, que apresentam as seguintes abordagens:

- a) **Introdução:** abordagem do tema, motivação, objetivo e metodologia de trabalho. Descrição do problema e questões;
- b) **Conceitos e considerações:** base literária e exposição de conceitos básicos sobre o tema, com considerações contextuais;
- c) **Trabalhos correlatos:** levantamento de trabalhos correlatos que podem contribuir para o desenvolvimento desta dissertação;
- d) **Proposta de rede:** levantamento dos requisitos técnicos, definição das soluções de arquitetura de rede;
- e) **Estudo de caso:** uma análise de caso de um projeto conhecido;
- f) **Considerações finais:** resultados esperados a partir da proposta e sugestões de trabalhos futuros.

2 CONCEITOS

Este capítulo descreve os conceitos técnicos sobre comunicação de dados entre equipamentos eletrônicos, com uma descrição das principais interfaces de comunicação aplicada a sistemas elétricos aeroespaciais e conceitos sobre os subsistemas de redes elétricas embarcados em veículos lançadores de satélites de pequeno porte.

2.1 Barramento e rede

Em arquiteturas de Sistemas de Controle por Rede, o barramento é um subsistema utilizado para transferir dados entre os componentes dentro de uma unidade de processamento de dados (computador); e a rede é um subsistema que transfere dados entre outras unidades de processamento. Cada barramento define seu conjunto de conectores para fisicamente serem ligados aos dispositivos, cartões ou outros cabos. O mesmo ocorre com cada rede. Antigamente o termo barramento era utilizado literalmente para representar barramentos paralelos internos a computadores. Mas com o avanço da tecnologia e a necessidade de se conectar vários computadores, o termo barramento passou a ser utilizado também para conexões seriais externas à unidade de processamento. Os barramentos seriais têm evoluído muito mais que os paralelos, pelo fato de serem mais robustos e resistentes às interferências eletromagnéticas. Já os barramentos paralelos são extremamente mais rápidos, mas são extremamente sensíveis às perturbações do mundo externo (LUSTOSA, 2009).

2.2 Topologia

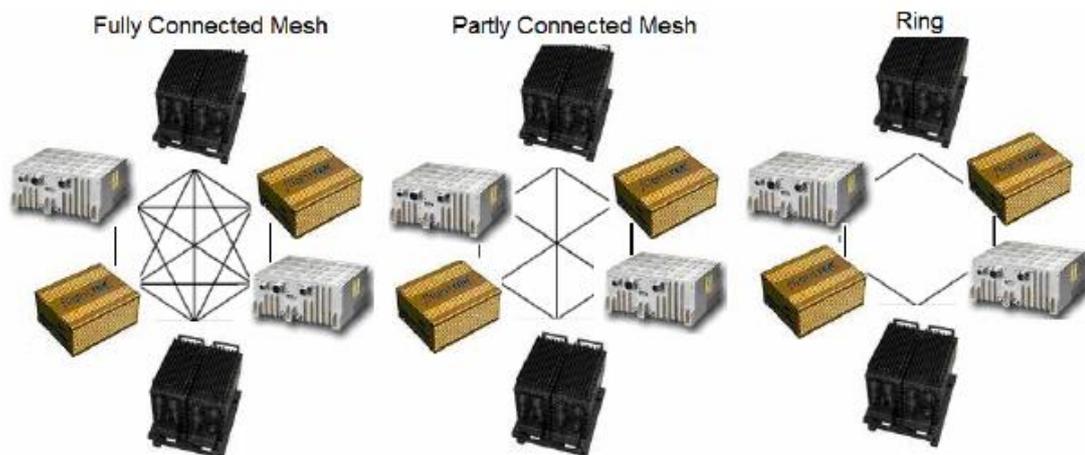
Existem dois tipos de comunicação de dados entre processadores e entre processadores e periféricos: canais e redes. Um canal provê uma conexão direta ou chaveada ponto a ponto entre os dispositivos em comunicação. Canais consistem intensivamente em *hardware* e proveem grande largura de banda com um baixo nível de processamento. Uma rede é uma coleção de

processadores e periféricos que interagem uns com os outros, utilizando um protocolo. Redes requerem mais *software* para manipular a comunicação, mas podem ser usadas com uma enorme variedade de tarefas. Cada técnica de comunicação tem suas vantagens e desvantagens; e, dentro de cada tipo de plataforma de aeronave ou satélite, vários protocolos e meios (media) podem ser utilizados (ÖST, 2004). As interconexões podem ser do tipo ponto a ponto, estrela ou por barramento, como se pode ver a seguir.

2.2.1 Interconexão do tipo ponto a ponto

A interconexão do tipo ponto a ponto apresentada na Figura 2.1, é a conexão entre um nó e outro da rede. Podem ser configuradas de diversas topologias: 1) totalmente conectada (*fully connected mesh*), onde todos os nós de uma rede estão em interconexões ponto a ponto entre si; 2) parcialmente conectada (*partly connected mesh*), onde nem todos os nós de uma rede se conectam a os outros; 3) em anel, onde a rede forma uma conexão em anel.

Figura 2.1 - Tipos de topologia ponto a ponto



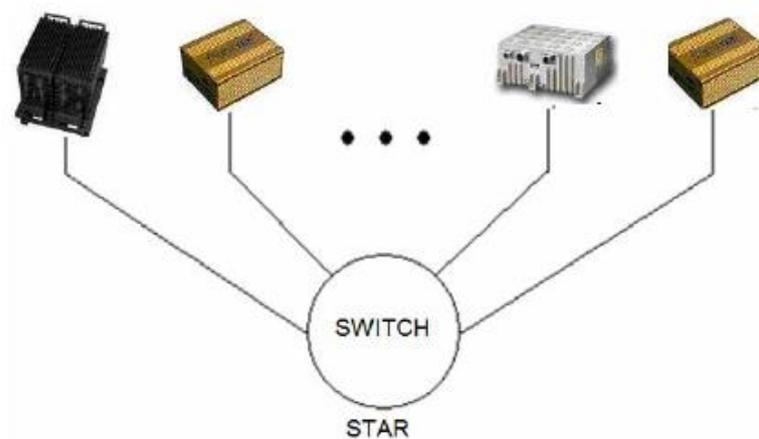
Fonte: Lustosa (2009).

2.2.2 Interconexão em estrela

Na interconexão em estrela, apresentada na Figura 2.2, o sistema conectado por estrela apoia-se em um nó central, denominado centro da estrela que é

conectado a todos os outros nós. O centro da estrela é obviamente o mestre da comunicação, desde que não existam conexões diretas entre outros nós. Se o centro da estrela for um membro ativo na comunicação interferindo de onde vem e para onde vai cada mensagem, é ele chamado chaveador (*switch*). Se o centro da estrela apenas replicar todas as mensagens é ele chamado de repetidor (*hub*). Este trabalho utiliza esse tipo de configuração para a nova proposta de arquitetura.

Figura 2.2 - Interconexão estrela



Fonte: Lustosa (2009).

2.2.3 Topologia de transmissão por barramento

A topologia de transmissão por barramento (*BUS*), apresentada na Figura 2.3, consiste em um meio (que a princípio pode ser elétrico, fibra óptica ou um *Link* de rádio) para que todos os nós sejam conectados. Barramentos sempre disponibilizam os dados transmitidos para todos os nós da rede, ou seja, todos os membros do barramento. Devido a isso, apenas um membro pode enviar uma mensagem por vez.

Figura 2.3: Interconexão via barramento (*Bus*).

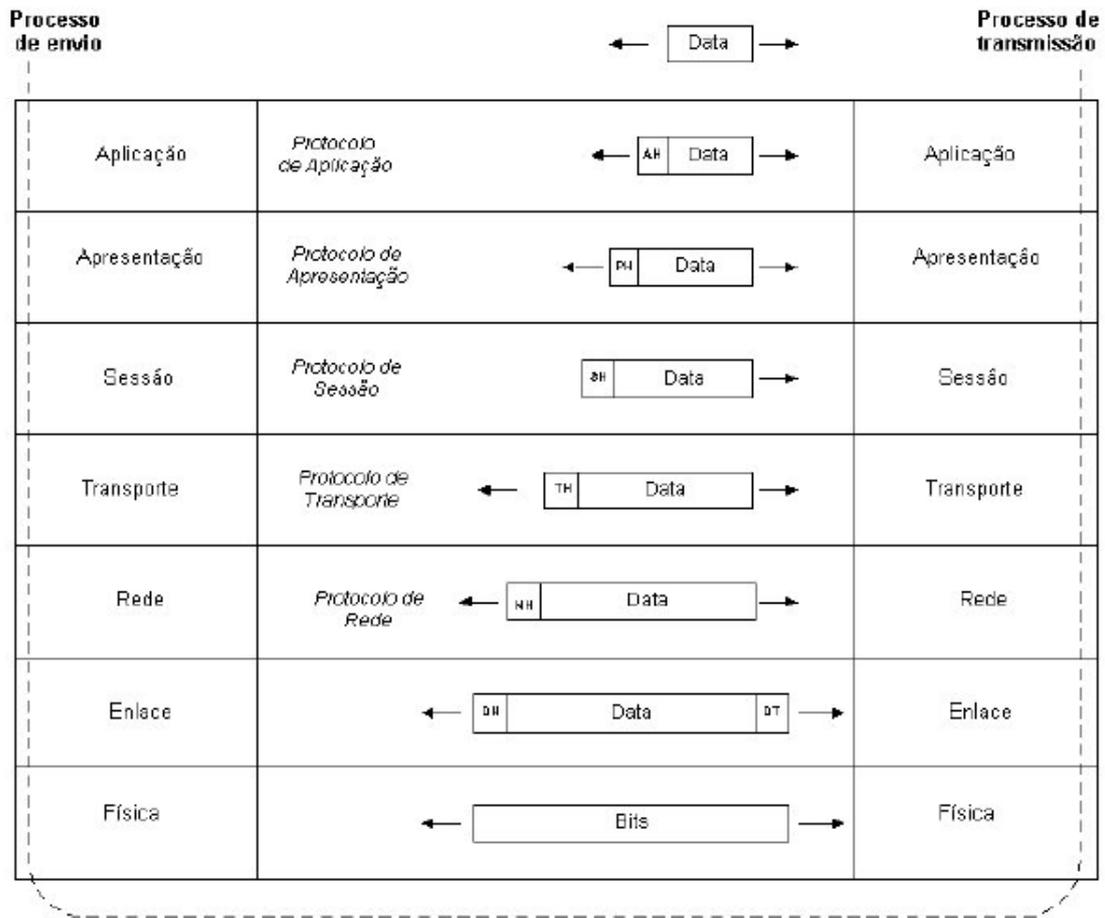


Fonte: Lustosa (2009)

2.3 Modelo OSI

O modelo OSI, do acrônimo “*Open Systems Interconnection*”, desenvolvido pela *International Organization for Standardization* (ISO), é utilizado para denominar um modelo de referência para o desenvolvimento de protocolos de comunicação. Conforme descrito por Trivelato (2003), a estrutura do modelo é baseada em sete camadas hierarquicamente divididas num conjunto simples de relações sem dependências múltiplas. O processo de envio e recepção de uma mensagem é apresentado na Figura 2.4. Cada camada acrescenta informações da própria camada, como se fosse uma assinatura para que essa mesma informação seja interpretada corretamente do lado da recepção. Dessa forma, a cada passagem de uma camada superior a uma inferior, o volume da informação passada aumenta e vice-versa.

Figura 2.4 – Processos nas Camadas OSI.



Fonte: Trivelato (2003).

2.3.1 Camada Física (*Physical Layer*)

A camada física especifica a interface física entre os dispositivos em comunicação. Esta interface física deve sempre ser padronizada de maneira a facilitar aos fabricantes e aos usuários finais utilizar os dispositivos de comunicação.

Existem 4 importantes características que devem padronizadas:

- a) **mecânica:** as características mecânicas são o projeto físico para a conexão do sistema de comunicação ao meio, ou seja, como o dispositivo será conectado ao cabo da rede. Por exemplo, tipos de conectores;

- b) **elétrica**: as características elétricas são relacionadas aos níveis de tensão e corrente que representam os bits;
- c) **funcional**: as características funcionais especificam as funções desempenhadas pelos circuitos individuais da interface física;
- d) **processual**: as características processuais especificam a maneira pela qual diferentes circuitos são utilizados para enviar um conjunto de bits através do meio físico.

2.3.2 Camada de Enlace de Dados (*Data Link Layer*)

A camada de enlace de dados tenta prover as camadas superiores com dados confiáveis ligados ao meio físico. Os serviços oferecidos pela camada de enlace de dados são:

- a) **sincronização do frame**: todos os dados transmitidos são enviados através do enlace em frames. A camada de enlace de dados provê meios de reconhecer o início e o final de cada frame;
- b) **controle de fluxo**: o mecanismo de fluxo de controle assegura que um rápido emissor não sufoque um receptor lento. Isto pode ser feito de diferentes maneiras, das quais a mais fácil é o controle de fluxo “para-e-espera” (*stop-and-wait*). Isto significa que o emissor não pode enviar o frame seguinte até receber um reconhecimento de recebimento (*acknowledgment*) do receptor, significando que este está pronto para receber;
- c) **controle de erro**: a camada de enlace de dados provê um controle de erro dos frames. Se os bits forem alterados, eles serão corrigidos ou o frame será descartado;
- d) **endereçamento**: se existirem mais de dois dispositivos que podem se comunicar através do meio físico, deve-se ter alguma maneira de endereçar de quem e para quem é o frame;

- e) **controle e dados:** a camada de enlace de dados provê um modo de enviar frames com controle de configuração e com dados no mesmo *Link*;
- f) **gerenciamento de *Links*:** a camada de enlace de dados provê meios para organizar, configurar, manter e desativar o *Link* entre o emissor e o receptor.

2.3.3 Camada de Rede (*Network Layer*)

A camada de rede encaminha a informação através de uma seleção da rede de comunicação e atende às camadas superiores na necessidade de saber como a rede de comunicação está organizada. Existem duas diferentes técnicas usadas para chavear frames de dados entre os usuários, a saber:

- a) **chaveamento de circuito (*circuit-switching*):** no chaveamento de circuito da rede existe um caminho dedicado entre os usuários. O caminho pode ser composto por muitos *Links* através de uma ampla rede, mas cada *Link* é dedicado para a comunicação entre os usuários finais, quando configurado para isso. Redes que usam essa técnica são desenvolvidas para comunicação de voz, mas também podem ser usadas para transferência de dados.
- b) **chaveamento de pacote (*packet switching*):** uma rede que utiliza a técnica de chaveamentos de pacotes pode transmitir eficientemente muito mais tráfego de dados agrupados em pacotes do que a técnica de chaveamento de circuito. A eficiência da linha é muito maior nas redes por chaveamento de pacotes, uma vez que não existam conexões dedicadas. Todas as conexões são dinamicamente organizadas o máximo possível e oferecidas como mais largura de banda a cada instante.

2.3.4 Camada de Transporte (*Transport Layer*)

A camada de transporte trabalha para que toda informação seja recebida na ordem correta. A qualidade do serviço que essa camada provê pode ser configurada na camada de sessão. A camada de sessão pode especificar a taxa de erro e os atrasos aceitáveis de outra forma.

2.3.5 Camada de Sessão (*Session Layer*)

A camada de Sessão cria, gerencia e fecha as sessões entre as aplicações comunicantes. Isso é feito através de três recursos:

- a) ***dialogue discipline***: o *dialogue discipline* é uma regra sobre quando os usuários finais são permitidos comunicar uns com os outros. Isto pode ser feito *full duplex*, se isso for permitido, ou apenas *half duplex*;
- b) **agrupamento de dados**: antes dos dados serem transmitidos, eles podem ser agrupados de diferentes maneiras lógicas;
- c) ***recovery of transmission***: essa camada pode prover meios de recuperação da transmissão se o *Link* for interrompido. Definindo *checkpoints* nos dados, podem-se transmitir os dados apenas a partir do último *checkpoint*, ao invés de recomeçar tudo se o *Link* for interrompido.

2.3.6 Camada de Apresentação (*Presentation Layer*)

A camada de apresentação define o formato do dado para ser trocado entre as aplicações finais. Isso pode incluir como o dado é codificado (*encrypted*) ou se o dado é compactado.

2.3.7 Camada de Aplicação (*Application Layer*)

Essa camada de aplicação acessa o modelo OSI de maneira a se comunicar com outras aplicações, sem a necessidade de saber tudo sobre os

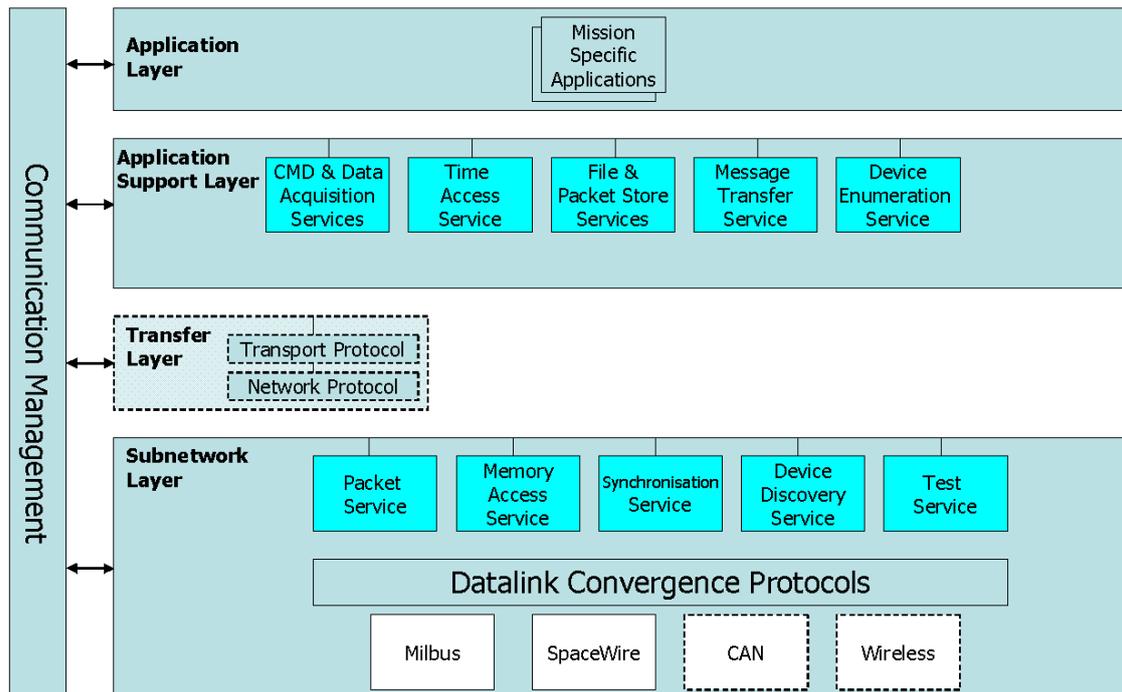
fundamentos da transferência de dados. A aplicação por si mesma pode ser uma parte dessa camada. Isso é particularmente verdadeiro para aplicações de comunicação, como por exemplo, uma transferência de arquivo.

2.4 SOIS (*Spacecraft Onboard Interface Services*)

O *Consultative Committee for Space Data Systems*, ou Comitê Consultivo para Sistemas de Dados Espaciais (CCSDS) é uma plataforma internacional para o desenvolvimento de padrões de comunicação para sistemas espaciais. Atualmente CCSDS une cientistas de 26 países, cujo objetivo é combinar melhoria da interoperabilidade, custos de desenvolvimento e redução de riscos. O CCSDS tem vários tipos diferentes de publicações regulares, que são classificados em vários grupos de acordo com as seguintes cores: Azul – Padrões Recomendados; Magenta – Práticas Recomendadas; Verde – Relatórios Informativos; Laranja – Experimental; Amarelo – Record; Prata – Histórico.

A SOIS (*Spacecraft Onboard Interface Services*), ou Serviço de Interface a Bordo de Satélite, desenvolvido pela CCSDS, tem como objetivo fornecer uma interface consistente para diversos métodos de comunicação de dados, permitindo definir interfaces comuns para os softwares de aplicação. A Figura 2.5 mostra a arquitetura de comunicação SOIS com um conjunto de serviços *Subnetwork Layer* e *Application Support Layer*, destinados a cobrir as necessidades de comunicação a bordo. Porém o SOIS não especifica diretamente os protocolos, e sim define os serviços a serem suportados pelos protocolos. A ESA, por exemplo, usa os serviços definidos pela SOIS para conduzir o desenvolvimento de todos os protocolos de enlace de dados da padronização da ECSS, como MIL-STD-1553B, *CAN bus* e *SpaceWire*. Ou seja, os serviços são complementados pelos protocolos.

Figura 2.5 - Arquitetura de comunicação SOIS



Fonte: CCSDS 850.0-G-2 Green book (2013).

2.5 Protocolos e Barramentos de comunicação

Dentre os protocolos utilizados em equipamentos espaciais podemos destacar: AFDX, CAN bus, TTP/C, FlexRay, ARINC 429, ARINC 629, MIL-STD-1553, RS-422, RS-485 e SpaceWire. A seguir serão descritos alguns desses padrões mais utilizados no setor aeroespacial.

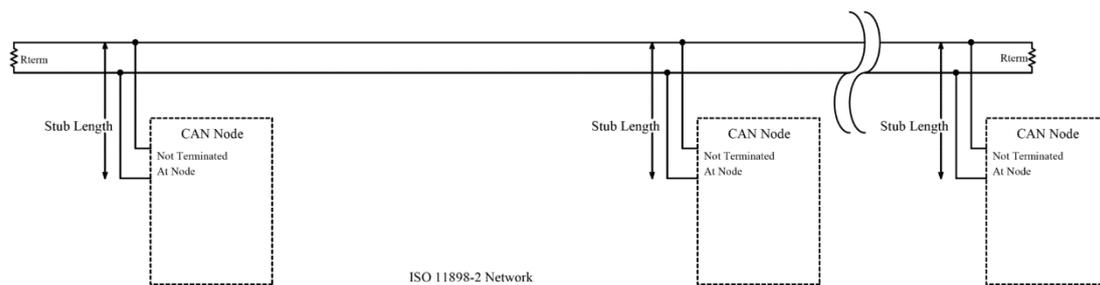
2.5.1 CAN bus (Controller Area Network)

CAN bus é um padrão de barramento, com um protocolo baseado em mensagens, projetado para permitir que os microcontroladores e dispositivos se comuniquem uns com os outros sem um computador central. Foi projetada especificamente para aplicações automotivas, mas atualmente também é usado em outras áreas, como aeroespacial, marítima, automação industrial e equipamentos médicos. A empresa Bosch detém patentes sobre a tecnologia CAN bus.

Segundo WIELANDT *et. al.*(2012), a integração das redes de barramento CAN em aplicações espaciais ganhou interesse nos últimos anos devido à sua alta confiabilidade e relação custo-eficácia. Já foi integrado em alguns satélites de órbita baixa da Terra com componentes COTS (*components off the shelf*) comerciais, mas o ambiente hostil no espaço profundo exige uma solução mais confiável, com proteção à radiação do transceptor CAN e do controlador CAN. O barramento CAN foi desenvolvido no final dos anos 80, por Robert Bosch, para utilização na indústria automobilística e posteriormente foi padronizado como ISO 11898. O protocolo CAN define apenas uma parte da camada física e da camada de enlace de dados. A camada de aplicação pode ser implementada de várias maneiras, contudo de acordo com ECSS, um protocolo que tem sido apontado como o mais adequado em aplicações espaciais é o protocolo *CANopen*. *CANopen* é uma especificação de protocolo de comunicação e perfil de dispositivo para sistemas embarcados, usados em automação que, em termos do modelo OSI, implementa as camadas de cima, incluindo a camada de rede. O padrão *CANopen* consiste em um esquema de endereçamento, vários protocolos de comunicação pequenos e uma camada de aplicação definida por um perfil de dispositivo. A alta confiabilidade do barramento CAN, juntamente com custos reduzidos e uma estrutura de vários mestres, fazem desse barramento uma forma ideal para a comunicação a bordo em aplicações espaciais. Apesar da comprovada confiabilidade em aplicações terrestres em ambientes agressivos, uma implementação *bus CAN* de acordo com a ISO 11898-2 não atende aos padrões espaciais. É por isso que ECSS publicou as suas recomendações para a implementação de um barramento CAN em sistemas espaciais. O barramento CAN já foi implementado em vários satélites LEO (*Low Earth Orbit*), que operam a uma altitude de 100 km e 1000 km. Nessas altitudes, os níveis de radiação são ainda relativamente baixos e as características ambientais, tais como temperatura e compatibilidade eletromagnética, são comparáveis com a situação do motor de um carro. É por isso que os componentes COTS (*Commercial Off-The-Shelf*) são utilizáveis em missões de LEO.

O protocolo da camada de enlace de dados CAN é padronizado na norma ISO 11898-1, que basicamente descreve a subcamada LLC (*Logical Link Control*) e MAC (*Media Access Control*), e alguns aspectos da camada física do modelo de referência OSI. Todas as outras camadas de protocolo são de escolha do designer de rede. CAN é um padrão de barramento para transmissão serial multi-mestre. Cada nó é capaz de enviar e receber mensagens, mas não simultaneamente. Cada mensagem contém um ID (identificador), que representa a prioridade da mensagem, e até oito bytes de dados, com sessão de dados de até 64 bytes por frame. Se dois ou mais nós começarem a enviar mensagens ao mesmo tempo, a mensagem com o ID mais dominante irá substituir IDs menos dominantes. Taxas de bits de até 1 Mbit/s à distância máxima de 40 m de rede.

Figura 2.6: Típica rede CAN bus



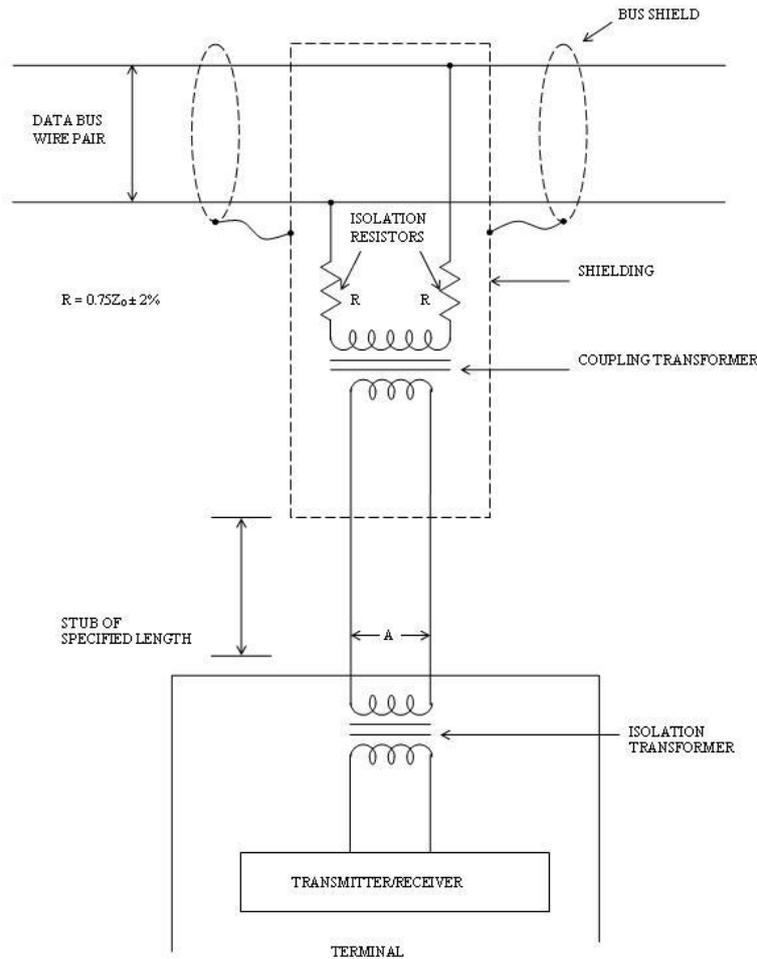
Fonte: ISO 11898-2 (2003).

2.5.2 MIL-STD-1553

MIL-STD-1553 é um padrão militar publicado em 1973 pelo *U.S. Department of Defense (DoD)*, ou Departamento de Defesa dos Estados Unidos, que define as características mecânicas, elétricas e funcionais de um barramento de dados. Ele foi originalmente concebido para uso com aviônicos militares, mas também se tornou comumente usado em sistemas espaciais. A versão do MIL-STD-1553 usando o cabeamento óptico no lugar de elétrica é conhecido como MIL-STD-1773.

O padrão MIL-STD-1553 é um barramento *Broadcast* com no máximo 31 nós, de sinal diferencial de interface de rede, com transmissão síncrona de 16 bits de dados através de 2 cabos de 70–85 Ω de impedância a frequência de 1MHz. Operando em modo de multiplexação por divisão de tempo em um barramento de dados com transformadores.

Figura 2.7: Modelo de terminais com transformadores com MIL-STD-1553



Fonte: MIL-STD-1553 (1973)

2.5.3 RS-232, RS-422 e RS-485

O responsável pelo desenvolvimento e criação dos principais padrões de comunicação serial, a EIA (*Electronic Industries Alliance*) desenvolveu os três grandes protocolos de comunicação serial: RS-232, RS-422 e RS-485. Na

publicação da *American National Standards Institute* (ANSI) do ano 2000, o prefixo RS, acrônimo de *Recommended Standard*, foi substituído por TIA/EIA, do acrônimo de *Telecommunications Industry Association/Electronic Industries Alliance*, sendo então chamados atualmente como EIA-232, TIA/EIA-422 e TIA/EIA-285.

O padrão RS-232 é uma serial de conexão ponto a ponto, de sinal *Single*, com transmissão assíncrona de 8 bits de dados, operando em modo *Single* e *Full-duplex*.

O padrão RS-422, publicado em 1994, é uma serial de conexão ponto a ponto e multiponto, de sinal diferencial, com transmissão assíncrona de 8 bits de dados, de no máximo 10Mbits/s, operando em modo *Full-duplex*.

O padrão RS-485 é uma serial de conexão em barramento *multi-point*, de sinal diferencial, com transmissão assíncrona de 8 bits de dados, de no máximo 10Mbits/s, operando no modo *Single* e *Half-Duplex*.

2.6 SpaceWire

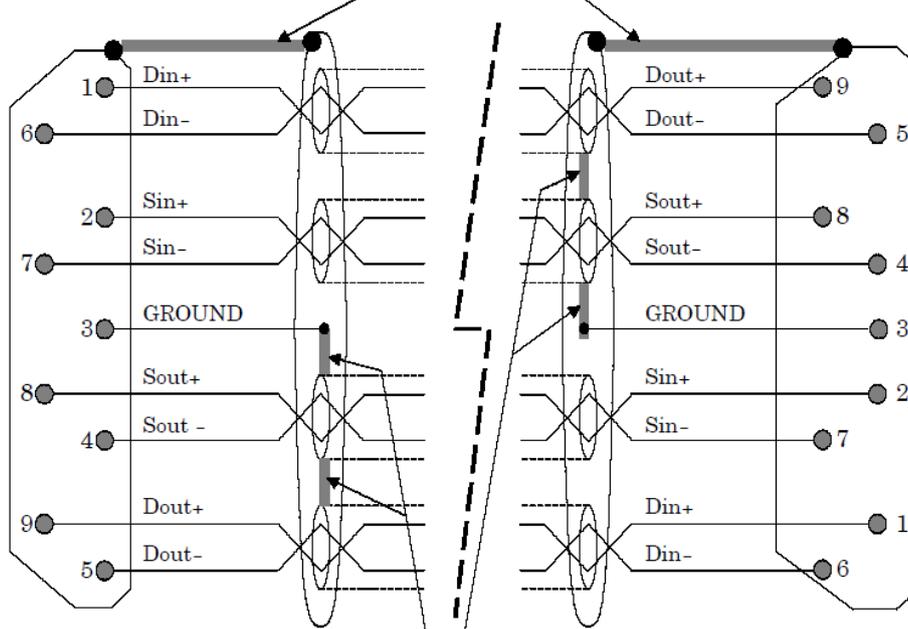
Segundo informações do site da *European Space Agency* (ESA), ou Agência Espacial Europeia, *SpaceWire* é definido pela *European Cooperation for Space Standardization* (ECSS), ou Cooperação Europeia para Padronização Espacial, com o padrão ECSS-E-ST-50-12C (2008).

A norma *SpaceWire* é de autoria de um grupo da Universidade de Dundee, liderado por Steve Parkes, com contribuições de membros do Grupo de Trabalho de *SpaceWire* da Agência Espacial Europeia, da Indústria Espacial Europeia, da Academia e da *National Aeronautics and Space Administration* (NASA). Iniciativas *SpaceWire* estão sendo coordenados entre várias agências espaciais no quadro da *Consultative Committee for Space Data Systems* (CCSDS), a fim de alargar o seu modelo de comunicação para a rede de transporte e camadas do modelo OSI. O padrão *SpaceWire* pode ser encontrado nas seguintes iniciativas:

- a) ECSS-E-ST-50-12C (substituta da ECSS-E50-12A). Do Grupo de Trabalho *SpaceWire* da ESA, que trabalha com padrões relacionados ao padrão *SpaceWire*.
- b) Série ECSS-E-ST-50-5x. Da CCSDS que também trabalha em padrões que devem operar com *SpaceWire*.
- c) SOIS-CCSDS: O protocolo *SpaceWire* é suportado na “Subnetwork layer” pelo padrão SOIS (*Spacecraft Onboard Interface Services*), da CCSDS, onde um Grupo de Trabalho desenvolve ativamente novos projetos de normas que irão definir protocolos adicionais, bem como sobre a revisão da norma *SpaceWire* e sobre o novo padrão *SpaceFibre*. Também está definindo o ID de novos protocolos e atribuição de ID para as empresas que trabalham no domínio do *SpaceWire*.

A padrão *SpaceWire* é um protocolo serial *full-duplex*, bidirecional, ponto a ponto que fornece uma alta taxa de transmissão de dados, interface de usuário flexível simples e baixo consumo de energia de interface serial que usa na camada física o padrão do *Institute of Electrical and Electronics Engineers* (IEEE) IEEE1596.3 de 1996 Low Voltage Differential Signalling (LVDS), ou Sinal Diferencial de Baixa Tensão. Ele codifica dados utilizando dois pares de sinais diferenciais em cada direção, totalizando oito fios de sinal, quatro em cada sentido, como pode ser visto na Figura 2.8.

Figura 2.8: Modelo de conexão *SpaceWire*



Fonte: ECSS-E-ST-50-12C (2008)

A arquitetura *SpaceWire* tem conexão tipo ponto a ponto e pode ser expandida através da conexão de roteadores. Os roteadores também são muito usados para conexão de instrumentos e sensores de um satélite

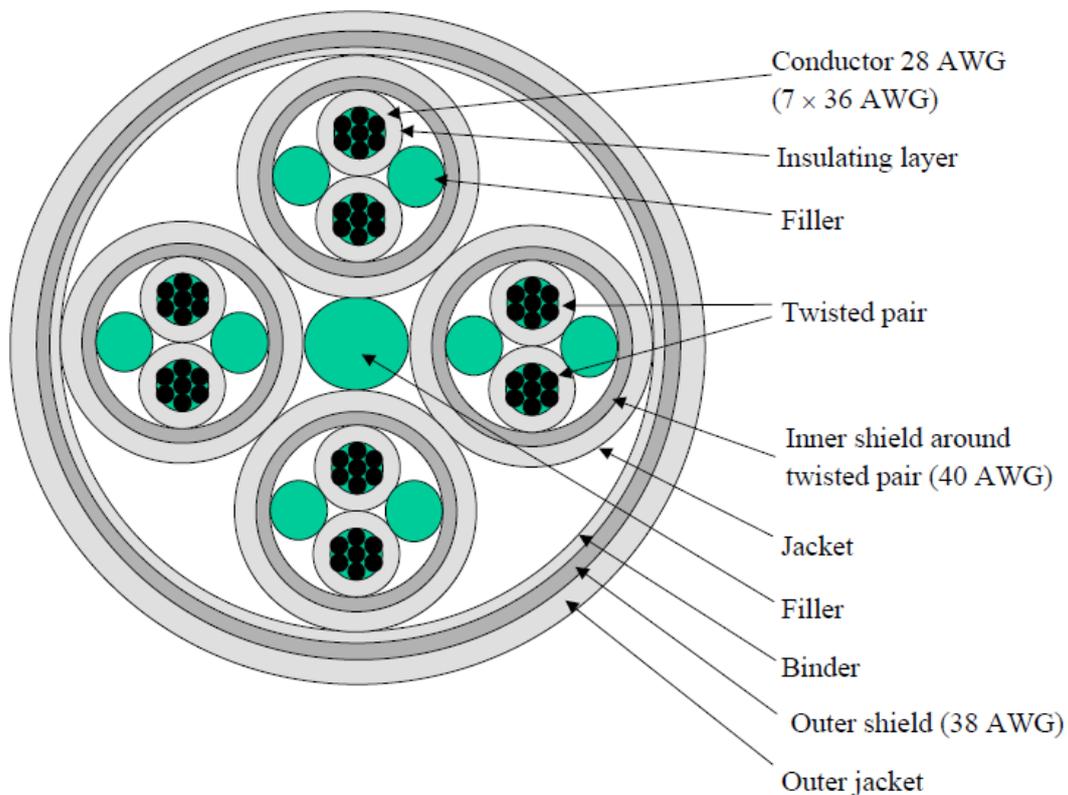
A seguir será descrito as definições das camadas, ou níveis, do protocolo *SpaceWire* retiradas da norma *Space Engineering SpaceWire* ECSS-E-ST-50-12C (2008).

2.6.1 Camada física

O *SpaceWire* foi desenvolvido para atender as especificações típicas de compatibilidade eletromagnética, ou *Electromagnetic Compatibility* (EMC), de sistemas espaciais. O cabo *SpaceWire* compreende quatro fios de pares trançados blindados separadamente e uma blindagem geral. O conector *SpaceWire* tem nove pinos do tipo D microminiatura, especificado como conector *SpaceWire*. *SpaceWire* inclui especificações para a execução de sinais *SpaceWire* sobre placas de circuito impresso, incluindo *backplanes* usando pares de trilhas com impedância diferencial de 100 Ω.

A Figura 2.9 mostra a construção do cabo *SpaceWire*, onde cada fio de sinal deve ser um 28 AWG, construído a partir de sete fios de 36 AWG com revestimento de prata, de alta resistência de ligas de cobre. A resistência máxima DC do condutor interno deve ser de 256 ohms/ km. Cada sinal deve ser isolado. Cada par de sinais diferenciais também deve ser isolado com enchimento interno de modo a assegurar o diâmetro uniforme e liso sobre a proteção da blindagem trançada.

Figura 2.9: Construção do cabo *SpaceWire*

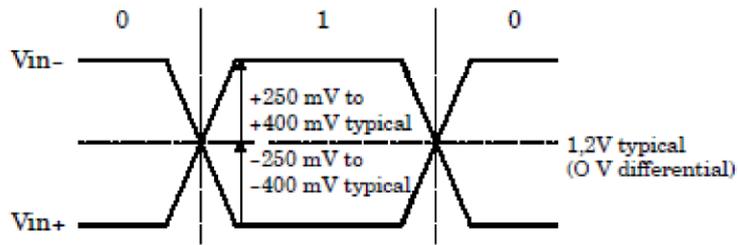


Fonte: ECSS-E-ST-50-12C (2008)

2.6.1.1 Nível de sinal

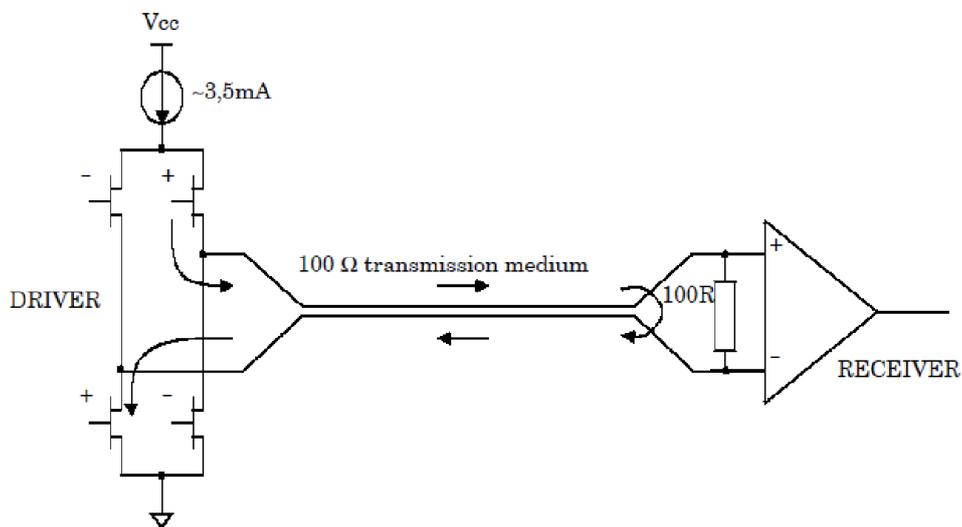
SpaceWire especifica a técnica de sinais diferenciais com LVDS (ANSI / TIA / EIA-644) para proporcionar uma alta velocidade de interconexão com tensão baixa tipicamente de 350 mV, com impedância diferencial de 100 Ω .

Figura 2.10: Nível de sinal LVDS



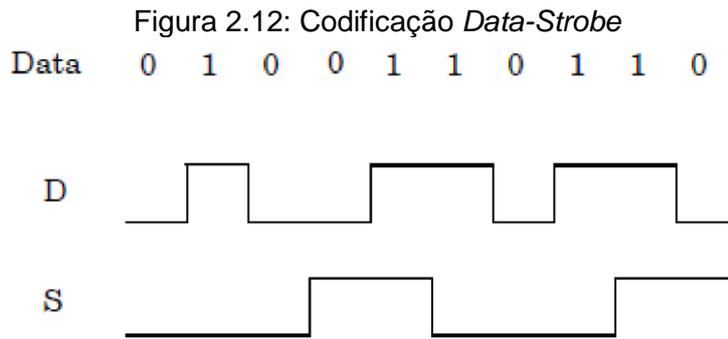
Fonte: norma ECSS-E-ST-50-12C (2008)

Figura 2.11: Típica Operação de sinal LVDS



Fonte: norma ECSS-E-ST-50-12C (2008)

O *SpaceWire* usa codificação tipo *Data-Strobe* (DS). Um esquema de codificação que codifica o relógio de transmissão junto com os dados para que o relógio possa ser recuperado por uma porta XOR. Os Dados são transmitidos diretamente e o sinal de *Strob* muda de estado quando os dados se mantêm constantes a partir de um intervalo de bit de dados para a próxima.



Fonte: Norma ECSS-E-ST-50-12C (2008)

2.6.2 Camada Enlace

2.6.2.1 Nível de Caracteres

O protocolo *SpaceWire* leva em consideração o nível de caracteres definido no padrão IEEE 1355--1995 (1), e inclui *Time-Codes* para dar suporte à distribuição de tempo no sistema.

Existem dois tipos de caracteres:

- a) os caracteres de dados de oito bits, transmitindo primeiro o *Most Significant Bit* (MSB), ou Bit Mais Significativo. Cada caractere de dados contém um bit de paridade, um bit de controle e os oito bits de dados, ajustados para produzir paridade ímpar.
- b) os caracteres de controle são formados por um bit de paridade, um flag (ou sinalizador) de controle de dados e dois bits de controle. O flag de controle de dados está definido para indicar que o caractere atual é um caractere de controle. A paridade também é ímpar.

2.6.2.2 Nível de troca

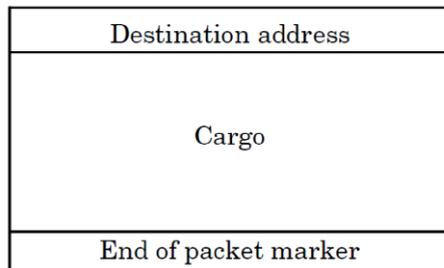
O protocolo de nível de troca é uma evolução do padrão IEEE 1355-1995 e oferece os seguintes serviços:

- a) **inicialização:** após reiniciar, o *Link* de saída é mantido no estado de reinicialização até que seja instruído para iniciar e tentar fazer uma conexão da interface com a outra extremidade do *Link*. A conexão é feita na sequência de um “acordo” que garante ambas as extremidades *Links* capazes de enviar e receber caracteres com sucesso;
- b) **controle de fluxo:** um transmissor só pode transmitir caracteres de dados, *End_of_Packet* (EOP) ou *Error End of Packet* (EEP), se existir espaço para ele; no sistema hospedeiro, receber o *buffer* da outra extremidade do *Link*;
- c) **detecção de erros de desconexão:** a desconexão do *Link* é detectada quando na sequência da recepção de um novo bit de dados não é recebida dentro de uma janela de tempo de desconexão (850 ns). Uma vez que é detectado um erro de desconexão, o *Link* tenta recuperar do erro;
- d) **detecção de erros de paridade:** erros de paridade que ocorrem dentro de caracteres de dados, ou controle, são detectados quando o próximo caractere é enviado, uma vez que o bit de paridade está contido no próximo caractere. Quando é detectado um erro de paridade, a ligação tenta recuperar o erro;
- e) **recuperação de erro *Link*:** após um erro ou tentativas de reconexão do *Link* para re-sincronizar e reiniciar, usa um protocolo de "troca de silêncio".

2.6.2.3 Nível de Pacote

O protocolo de nível de pacote segue o padrão IEEE 1355—1995, que define como os dados são encapsulados em pacotes para a transferência da origem para o destino. O formato do pacote tem três campos:

Figura 2.13: Formato do pacote de dados



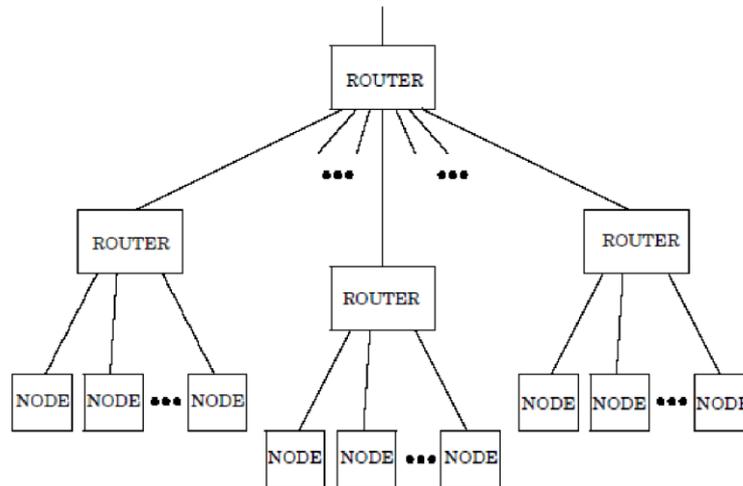
Fonte: norma ECSS-E-ST-50-12C (2008).

- a) "**destination address**", ou endereço de destino, é uma lista de zero ou mais caracteres de dados que representam o código de identificação do nó de destino, ou o caminho que o pacote leva para chegar ao nó de destino;
- b) "**cargo**", ou carga, são os dados para a transferência da origem para o destino;
- c) "**EOP (Normal End Of Packet) ou EEP (Error End of Packet)**", é usado para indicar o fim de um pacote. Dois finais de marcadores de pacotes são definidos: o EOP indica final de pacote, e o EEP indica que o pacote é encerrado prematuramente devido a um erro de conexão.

2.6.3 Camada de rede

A rede é composta de uma série de *Links*, nós e roteadores. Os nós são as fontes e os destinos dos pacotes. Por exemplo, um processador é um tipo de nó de rede. Os *Links*, ou ligações, fornecem os meios para passar os pacotes de um nó para outro. Os *Nodes*, ou nós, podem ser diretamente conectados por *Links* ou conectados por roteadores. Normalmente, um nó só pode suportar alguns *Links* (por exemplo, seis *Links*) e por isso só pode ser conectado diretamente a um número limitado de outros nós (por exemplo, seis outros nós). Os *Routers*, ou roteadores, podem ligar entre si diversos nós e proporcionar um meio de roteamento de pacotes a partir de um nó para um dos muitos outros nós possíveis.

Figura 2.14: Exemplo de rede com roteadores



Fonte: norma ECSS-E-ST-50-12C (2008).

Existem dois tipos de roteadores: estáticos e dinâmicos. Um roteador estático estabelece conexões entre nós e pode ser configurado. Um roteador dinâmico pode alterar o roteamento. Os roteadores *SpaceWire* são dinâmicos, assim os pacotes de dados trafegam de um nó para outro pelos diversos roteadores que fornecem os canais de comunicação virtual através dos *Links* de dados físicos.

2.6.4 Camada de transporte no *SpaceWire*

O protocolo padrão *SpaceWire* básica abrange três camadas inferiores do modelo OSI e não fornece serviços de transporte. Há um número de protocolos de transporte que foi especialmente desenvolvido para operar em *SpaceWire*. (KOROBKOV, 2014).

2.6.4.1 *Remote Memory Access Protocol (RMAP)*

O RMAP foi projetado para suportar uma ampla gama de aplicações *SpaceWire*. Seus principais objetivos, porém, são para configurar uma rede *SpaceWire*, para controlar os nós *SpaceWire* e reunir dados e informações sobre o status desses nós. Também pode ser utilizado para transmissão de dados, com consulta como o principal modo de operação.

2.6.4.2 CCSDS Packet Transfer Protocol (CCSDS PTP)

O CCSDS PTP é um protocolo de transferência de pacotes que encapsula um pacote padrão CCSDS em um pacote *SpaceWire*, transfere de um iniciador para um alvo através de uma rede *SpaceWire*. O pacote é extraído a partir do pacote *SpaceWire* e passa para o destino de aplicação do usuário.

2.6.4.3 Serial Transfer Universal Protocol (STUP)

O STUP é destinado para transferência de dados através da rede *SpaceWire*, que tem como sua principal característica a complexidade minimizada, ou seja, minimiza o cumprimento de requisitos complexos de tratamento de protocolos distintos, por exemplo ter apenas 2 tipos de comandos (*write and read*) e não fornecer qualquer mecanismo para garantir a qualidade do serviço.

2.6.4.4 Joint Architecture Standard Reliable Data Delivery (JRDDP)

O JRDDP é um protocolo que fornece transmissão de dados confiável. Ele usa a camada de enlace de dados *SpaceWire* de nível inferior para fornecer serviços de entrega de pacotes confiáveis para um ou mais processos de aplicação de hospedagem de nível superior.

2.6.4.5 Streaming Transport Protocol (STP)

O STP foi desenvolvido para transmissão de dados fluxo contínuo através da rede *SpaceWire*. Este protocolo também suporta a transmissão simultânea de múltiplos fluxos de dados. O protocolo STP está orientado para estabelecer conexão assimétrica de transporte: por um lado há um mestre (*host*), e o dispositivo escravo está do outro lado. O dispositivo mestre é um iniciador de uma sessão de transação. O mestre estabelece a conexão à configuração dos parâmetros de conexão e controle de pacotes de fluxo.

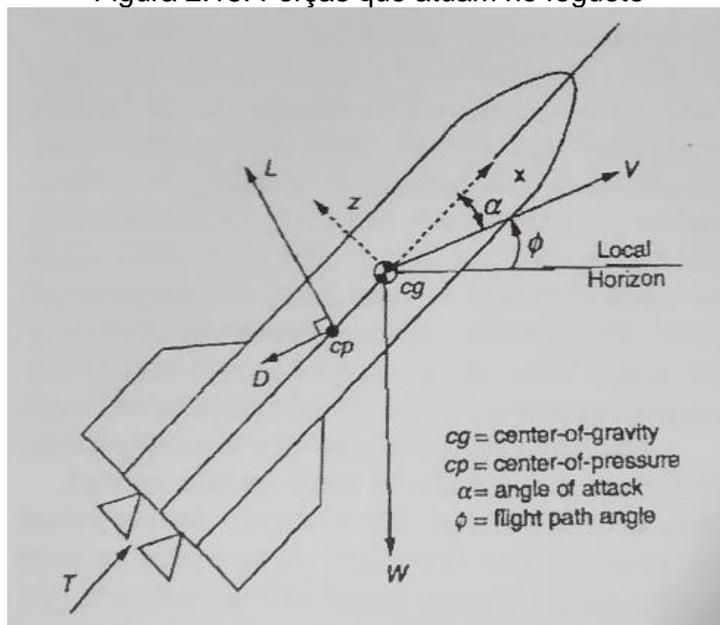
2.7 Sistema de Lançamento Espacial

Toda missão espacial consiste em um conjunto de elementos ou componentes que podem ser arranjados de acordo com a organização ou o programa. Basicamente, as arquiteturas de missões espaciais podem ser formadas por: objetivo, órbita, elemento espaço, carga útil, plataforma do satélite, elemento lançador, elemento solo, operação da missão e arquitetura de comando, controle e comunicação. Uma missão espacial pode ser dividida em quatro segmentos: Espaço, Solo, Usuário e Lançador.

Segundo Larson (2005), o processo de lançamento pode restringir severamente projetos de satélites. As primeiras restrições são a capacidade de transporte e o ambiente a que se sujeita durante a subida do veículo lançador. Um sistema de lançamento consiste basicamente em um veículo lançador, incorporando um ou mais estágios e de uma infraestrutura para apoio de solo. O veículo lançador cria a velocidade e direção necessárias para lançar o satélite em órbita, porém também cria um ambiente inóspito durante a subida, mesmo tendo proteções ao seu redor. Após colocar o satélite na órbita desejada é necessário colocá-lo numa atitude funcional. Todo hardware localizado acima da interface entre o veículo lançador e o satélite, incluindo a carenagem de proteção, é considerado como “Carga Útil da Missão”. E todo sistema localizado acima da interface do adaptador dos propulsores é considerado a “Carga Útil do Lançador”. Para o lançamento, costuma-se falar que o satélite acoplado, ou a carga útil da missão do lançamento, é operada a partir da “baia da carga útil” do veículo que proporciona todo o suporte funcional. Sistemas de lançamento espacial são as únicas formas de transporte que aceleram continuamente ao longo do seu funcionamento. Consequentemente, velocidade é a medida fundamental para a *performance* do sistema. As forças que atuam sobre um veículo de lançamento são: o peso do veículo que atua em seu centro de gravidade (CG), e as forças aerodinâmicas - sustentação e arrasto, que agem em seu centro de pressão (CP). Na configuração com o CG à frente da CP é estável desde que as forças

de sustentação e arrasto restaurem os torques sobre CG do veículo. Idealmente, o impulso atua através da linha central do veículo, portanto, podem-se controlar os dois eixos do propulsor com um sistema *Cardan* no bico do motor. O ângulo da trajetória de voo do veículo é medido a partir do horizonte local ao seu vetor velocidade e o seu ângulo de ataque de seu vetor de velocidade é medido a partir de sua linha central.

Figura 2.15: Forças que atuam no foguete



Fonte: Larson (2005).

Ainda segundo Larson (2005), os sistemas lançadores são caracterizados de acordo com a capacidade de carga (quilogramas) para o tipo de órbita (LEO, GTO, GEO, Polar), o local de lançamento e a acomodação da carga útil (diâmetro e altura).

As principais disciplinas técnicas que compõem um sistema espacial e podem ser organizadas em subsistemas são:

- a) propulsão;
- b) controle e determinação de atitude;

- c) telemetria, rastreamento e comando;
- d) processamento de dados e comando;
- e) potência elétrica;
- f) térmica;
- g) estruturas e mecanismos;
- h) navegação e guiagem.

Tradicionalmente a função “Navegação” representa a determinação de órbita, e “Guiagem” é a função para o controle de órbita de satélites. Portanto, para um veículo lançador de pequeno porte, pode-se dizer que o sistema de Determinação de Atitude e Controle é o responsável pelo controle da atitude.

2.8 Subsistemas do Segmento Lançador

Segundo Cardoso (2009), os sistemas elétricos são distribuídos ao longo do veículo, mas com tendência de existir uma concentração maior de seus componentes, em regiões ou módulos localizados nos estágios superiores, principalmente no último estágio.

Normalmente, considera-se que os sistemas elétricos de bordo (embarcados no veículo) são organizados em quatro redes elétricas: Rede Elétrica de Serviço, Rede Elétrica de Telemidas, Rede Elétrica de Controle e Rede de Segurança. E essas redes são compostas por subsistemas, dos quais serão apresentados os conceitos básicos, a seguir:

2.8.1 Rede Elétrica de Serviço.

Subsistema de Suprimento de Energia: Subsistema responsável pelo fornecimento da energia elétrica para a instrumentação eletroeletrônica do veículo.

Subsistema de Sequenciamento de Eventos: Subsistema responsável pela aplicação, durante o voo, de ordens elétricas que, na maioria das vezes, estão associadas a eventos pirotécnicos, como por exemplo: Ignição de propulsores, separação de estágios ou outros módulos do veículo, acionamento de piroválvulas, acionamento do subsistema de redução da rotação do veículo (“Yo-Yo”); acionamento do subsistema de recuperação da plataforma, entre outros.

Sensores: Além dos sensores exclusivos do subsistema de Controle, a bordo do veículo existem outros sensores destinados a medir parâmetros ambientais do veículo e de desempenho de seus diversos subsistemas, fornecendo as informações diretamente para a Telemetria. Os tipos de sensores mais comumente utilizados e as informações correspondentes são:

- a) termistores e termopares - temperaturas no veículo;
- b) transdutores de pressão - pressões de propulsores, de reservatórios de fluídos e do ambiente interno e externo do veículo;
- c) acelerômetros - acelerações do veículo;
- d) acelerômetros de vibração - níveis de vibrações mecânicas;
- e) magnetômetro - campo magnético terrestre / atitude ou rotação do veículo);
- f) microfone (transdutor de pressão) - ruídos / vibrações acústicas;
- g) sensores de deslocamento - deslocamentos de atuadores;
- h) sensores de nível - níveis de reservatórios de fluídos.

Subsistema de Telecomando de Serviço: Subsistema de telecomando digital responsável pela função de telecomandar eventos internos necessários à carga

útil (tanto para a instrumentação de bordo como para os experimentos embarcados) durante o seu voo.

Subsistema de Recuperação da Plataforma Espacial equipada: Subsistema responsável pelas funções de segurança, controle, monitoração e acionamento elétrico dos dispositivos pirotécnicos, relacionados com a liberação e abertura dos paraquedas de recuperação da Plataforma espacial.

2.8.2 Rede Elétrica de Telemidas.

Subsistema de Telemetria: Subsistema responsável pela transmissão, via enlace-rádio, das informações de bordo, durante o voo, para uma ou mais estações de solo, responsáveis pela recepção e registro dessas informações. Um veículo pode ter um ou mais subsistemas ou enlaces-rádio de telemetria em frequências diferentes, dentro de uma mesma banda (faixa) de frequência.

- a) **rádio-enlace S1:** dedicado a transmitir dados gerais, em Banda S;
- b) **rádio-enlace S2/STV:** (opcional) dedicado a transmitir sinais de câmera de bordo, em Banda S.

2.8.3 Rede Elétrica Controle.

Subsistema de Controle do vetor empuxo do motor veículo: Subsistema responsável pelo controle do veículo, visando a uma trajetória previamente estabelecida para uma determinada missão. Caso o veículo seja um foguete balístico (estabilizado aerodinamicamente) não é necessário esse subsistema.

Subsistema de Controle de Velocidades Angulares da Plataforma de Microgravidade: Subsistema responsável pelo controle das velocidades angulares da plataforma de microgravidade, visando a eliminar ou a reduzir acentuadamente as velocidades angulares residuais da plataforma, após a sua separação do foguete, com o intuito de obter o ambiente de microgravidade.

2.8.4 Rede Elétrica de Segurança.

Subsistema de Terminação de Voo: Subsistema responsável pelas funções de Teledestruição e/ou Autodestruição do veículo; necessárias em caso de trajetória anômala, isto é, trajetória do veículo fora do perfil nominal de voo e da área de segurança, previamente delimitada, na qual possa colocar em risco pessoas ou bens.

Subsistema de Auxílio Rastreo: Subsistema responsável pelas funções de auxílio às estações de rastreo de solo visando à localização, com máxima precisão, do veículo e da plataforma durante toda a sua fase de voo.

Respondedor Radar: Equipamento que tem a função de detectar os pulsos de interrogação das estações de radar de solo e responder, emitindo pulsos de alta potência, na frequência de operação do radar, aumentando dessa maneira o alcance e a precisão de seu rastreo.

Slant Range: Subsistema que utiliza características do próprio sistema de telemetria para obter a função auxiliar de localização da plataforma. Compara as diferenças de fase de sinais gerados por um oscilador estável embarcado e outro localizado em solo. A diferença de fase fornece a distância, e as informações de azimute e elevação da antena de telemetria complementam as informações que permitem reconstituir a trajetória do veículo, através de *software* dedicado.

GPS, *Global Positionig System:* Subsistema que utiliza as informações emitidas por uma constelação de 24 satélites em órbitas circulares, a cerca de 20.000 km da terra. Nesse caso deve ser previsto, a bordo do veículo, a recepção dos sinais dos satélites, o tratamento e a transmissão dessas informações, através da telemetria, para a estação receptora em solo. Pode ser utilizado para a localização e recuperação de cargas úteis.

2.8.5 Segmento Solo

Segundo Cardoso (2007), para completar o sistema elétrico do lançador, acrescentam-se os sistemas elétricos de solo, necessários ao apoio, testes e preparação das redes elétricas embarcadas em foguetes. Os sistemas elétricos de solo relacionados diretamente com os sistemas elétricos embarcados são apresentados a seguir:

- a) Estações de Recepção de Telemetria;
- b) Estações de Radar;
- c) Estação de Telecomando (Terminação de Voo e de Serviço);
- d) Banco de Controle e Visualização de Dados.

As Estações de **Recepção de Telemetria, a de Radar e o Transmissor de Telecomando** normalmente fazem parte da instrumentação do Campo de Lançamento.

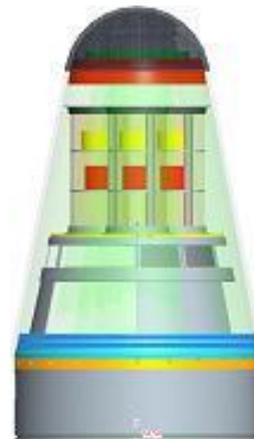
O **Banco de Controle e Visualização de Dados** é um sistema desenvolvido especificamente para atender determinado veículo. De uma forma mais ampla é utilizado o termo em inglês EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*), que envolve todos os equipamentos elétricos (*hardware* e *software*), de solo, necessários como apoio à integração, testes e preparação para voo das redes elétricas do foguete de sondagem e da plataforma de microgravidade. O Banco de Controle e Visualização de Dados tem como funções: realização de testes, monitoração, visualização de dados, avaliação e ativação dos sistemas elétricos de bordo durante os testes de qualificação ou aceitação e, principalmente, durante a operação de lançamento do veículo.

2.9 Projeto SARA Suborbital

De acordo com o site do DCTA/ IAE, o projeto denominado Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), compreende o desenvolvimento de uma

plataforma espacial para experimentos em ambiente de microgravidade, destinada a operar em órbita baixa, circular, a 300 km de altitude, por um período máximo de 10 dias. O projeto SARA contém uma fase de verificação dos seus subsistemas em um voo suborbital. Esta fase de desenvolvimento de subsistemas, denominada Sara Suborbital, deverá testar em voo o subsistema de recuperação, o subsistema de redes elétricas e o módulo de experimentação. O Sara Suborbital, mostrado na Figura 2.16, consiste em um veículo suborbital de 350 kg, a ser lançado através de um veículo de sondagem VS-40 modificado, a partir do Centro de Lançamento de Alcântara (MA), com a finalidade de realizar experimentos de microgravidade de curta duração (cerca de 8 minutos).

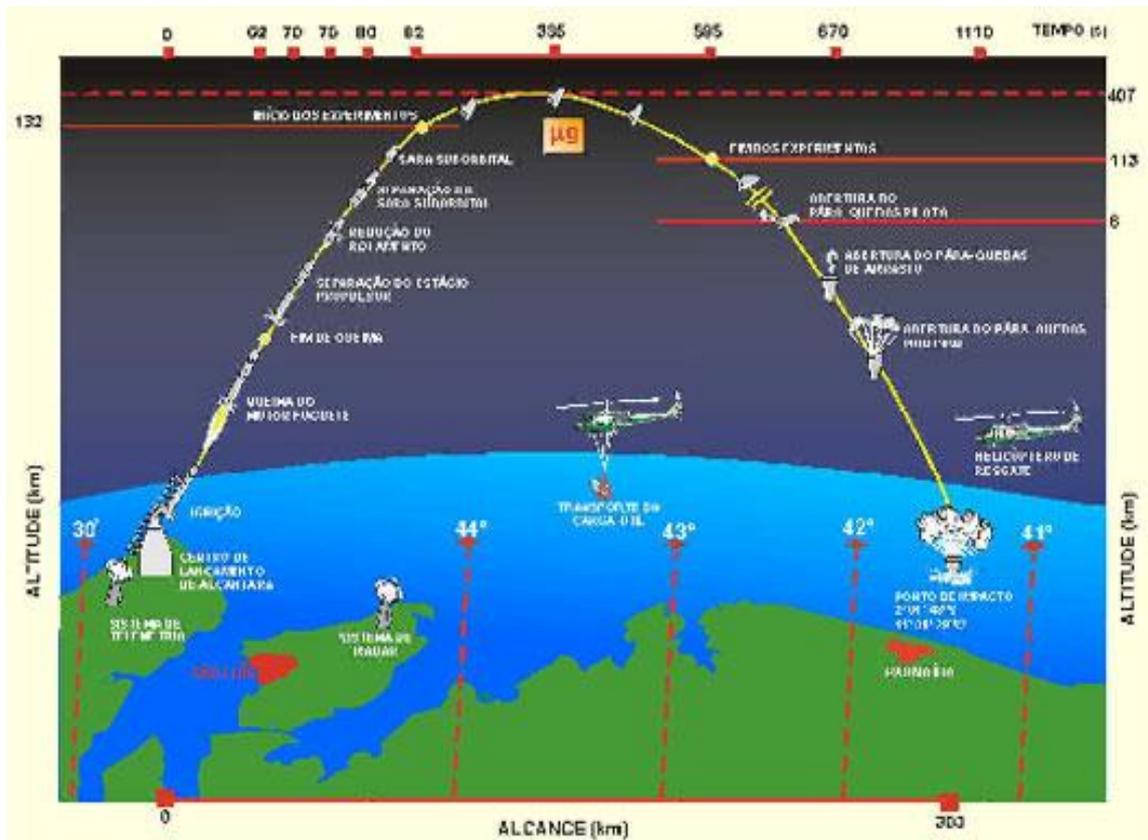
Figura 2.16: SARA Suborbital



Fonte: <http://cyclone4.blogspot.com.br/> (05/08/2015).

O SARA Suborbital foi lançado em 22 de novembro de 2015 durante a missão denominada “Operação São Lourenço” com um sucesso parcial. Durante a fase de lançamento, o foguete não decolou por conta da explosão de um dos motores, impossibilitando cumprir a trajetória prevista descrita na Figura 2.17. Porém, apesar dessa falha ocorrida, a Eletrônica do SARA Suborbital continuou funcionando e completou as funções de sequenciamento dos eventos do veículo e transmitiu os dados das Telemedidas.

Figura 2.17: Trajetória do SARA Suborbital



Fonte: <http://cyclone4.blogspot.com.br/> (05/08/2015).

O sistema do projeto SARA é dividido nos seguintes subsistemas:

- Subsistema Estrutural, que é responsável pela resistência, tanto às cargas em voo e de impacto com a água, quanto pela proteção térmica nas fases mais críticas da missão;
- Subsistema de Recuperação, que é constituído de um conjunto de paraquedas para levar a plataforma até a velocidade de descida especificada para o impacto com a água;
- Subsistema de Redes Elétricas, que engloba toda a eletrônica embarcada no veículo. O Sara Suborbital se estrutura segundo uma arquitetura eletrônica descentralizada. Ele possui uma Rede Elétrica de Serviço, destinada ao suprimento de energia e ao sequenciamento de

eventos em voo; uma Rede Elétrica de Telemidas, destinada à transmissão dos dados de voo para a estação de solo; uma Rede Elétrica de Controle, onde estão localizados os sensores inerciais e o computador de bordo, incluindo os atuadores de gás frio (destinados a zerar as velocidades angulares da plataforma); e uma Rede Elétrica de Segurança, responsável por comandar a teledestruição do veículo VS-40, caso ele assuma uma trajetória anômala. Nesse particular, o Sara Suborbital apresenta uma proposta inovadora, pois toda a eletrônica do veículo VS-40 se encontra dentro da plataforma SARA Suborbital. Assim sendo, essa eletrônica pode ser recuperada após o voo;

- d) Subsistema Módulo de Experimentação, que é o subsistema que abriga os experimentos, fornecendo a eles energia elétrica, controlando sua temperatura, adquirindo os dados gerados para envio pela Rede de Telemidas.

2.10 Restrições ITAR - *International Traffic in Arms Regulations*

O cenário político é determinante para a aplicação de restrições e embargos internacionais, especialmente pelos Estados Unidos, contra a aquisição de tecnologias críticas para uso militar. Vários componentes necessários ao projeto tiveram a sua venda embargada pelo governo norte-americano, por meio de mecanismos institucionalizados de restrições a vendas, especialmente o ITAR, que tem dificultado a exportação, por empresas norte-americanas, de sistemas e componentes de lançadores e satélites, inclusive de telecomunicações. Apesar de o Brasil ter aderido ao Regime de Controle da Tecnologia de Mísseis, em inglês *Missiles Technology Control Regime* (MTCR), em fevereiro de 1994, a adesão não impediu as restrições no acesso a tecnologias sensíveis. (ROLLEMBERG, 2010).

2.11 Requisitos

De acordo com Wetz *et. al.* (2011), requisitos de sistema são uma expressão quantitativa de uma abordagem para atender aos objetivos da missão. Esses requisitos são registrados em um conjunto de documentos de requisitos de sistema ou especificações de sistemas.

Existem três tipos básicos de requisitos:

- a) **requisitos funcionais**, que definem o que um sistema deveria fazer e como ele deve fazer;
- b) **requisitos operacionais**, que definem como o sistema é usado, e;
- c) **requisitos restritivos**, que definem as limitações impostas no sistema como requisitos ambientais e requisitos impostos por outros elementos do sistema, como para minimizar a interferência eletromagnética, por exemplo.

2.12 Regulamento técnico de segurança para veículo lançador

Conforme publicação da AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB), os Regulamentos de Segurança Espacial contêm as regras a serem aplicadas em atividades espaciais que caracterizem o Brasil como estado lançador, para a proteção de pessoas, de propriedades e do meio ambiente contra sistemas potencialmente perigosos, desde o seu estágio de projeto até a fase operacional. São definidas regras gerais e específicas dependentes da natureza do sistema.

São partes integrantes da regulamentação sobre segurança da Agência Espacial Brasileira – AEB, o conjunto de regulamentos técnicos, estabelecendo definições, regras gerais e requisitos para a segurança ambiental, lançamento e voo, carga útil, complexo de lançamento, veículo lançador, intersítios, bem como outros documentos, podendo incluir a Legislação Brasileira, acordos internacionais dos quais o Brasil é signatário, a política de segurança da AEB,

Normas técnicas, Manuais de Segurança, procedimentos, planos operacionais, planos de prevenção, planos de emergência e instruções de trabalho.

Os Regulamentos estão dispostos em dois volumes:

Volume 1:

- Regulamento Geral da Segurança Espacial.

Volume 2:

- Parte 1 – Regulamento Técnico Geral da Segurança Espacial.
- Parte 2 – Regulamento Técnico da Segurança Ambiental
- Parte 3 – Regulamento Técnico da Segurança para Lançamento e Voo
- Parte 4 – Regulamento Técnico da Segurança para Carga Útil
- Parte 5 – Regulamento Técnico da Segurança para Complexo de Lançamento
- Parte 6 – Regulamento Técnico da Segurança para Veículo Lançador
- Parte 7 – Regulamento Técnico da Segurança para Intersítios.

3 TRABALHOS RELACIONADOS

Este capítulo contém a descrição de trabalhos relacionados ao tema desta dissertação, que contribuíram para o conhecimento do estado da arte. Foram destacados artigos sobre *SpaceWire* e sobre veículos lançadores que serviram de referência técnicas para as soluções empregadas.

Desde a sua primeira edição em 2007, a *International SpaceWire Conference*, ou Conferência Internacional *SpaceWire*, tem reunido profissionais da área de espaço de diversos países, e publicado trabalhos de pesquisa e desenvolvimento dedicados a tecnologia *SpaceWire*. Este evento chega à sua sétima edição em outubro de 2016, no Japão, e tem como objetivo reunir os *designers* de produtos, engenheiros de hardware, engenheiros de software, desenvolvedores de sistemas e especialistas de missões que trabalham com *SpaceWire* e têm interesse em compartilhar as últimas novidades e desenvolvimentos relacionados à tecnologia *SpaceWire*. A conferência é destinada a toda a comunidade *SpaceWire*, incluindo acadêmicos e indústrias.

3.1 Projeto CITAR

De acordo com o Centro de Tecnologia da Informação Renato Archer (CTI), no Brasil, o projeto CITAR - “Circuitos Integrados Tolerantes à Radiação”, foi a primeira ação multistitucional brasileira para o desenvolvimento de circuitos integrados tolerantes à radiação, destinados a aplicações em satélites científicos. O maior objetivo do projeto CITAR é consolidar, no Brasil, a competência para a realização do ciclo completo de desenvolvimento, compreendendo as etapas de especificação, projeto, simulação, layout, envio para fabricação, encapsulamento, teste e qualificação de Circuitos Integrados (CI) tolerantes a radiações, para aplicações aeroespaciais e afins. As atividades são focadas no desenvolvimento de CIs demandados pelo programa espacial brasileiro, indicados pelo INPE. Uma das indicações de aplicação foi o uso do protocolo *SpaceWire*.

O projeto CITAR realizou, em 2014, a primeira edição do “*SpaceWire Day*”, que teve como tema central a tecnologia *SpaceWire*. Esse evento foi realizado no Centro de Tecnologia da Informação Renato Archer, localizado nas instalações do BBP - *Brazilian Business Park*, localizado na cidade de Atibaia-SP. No evento ocorreram apresentações e debates sobre projetos e iniciativas relacionados a *SpaceWire*, tais como: o uso da interface *SpaceWire* pelo Instituto de Tecnologia Mauá no projeto do satélite francês COROT (*Convection, Rotation, and Transit*); as evoluções da *Design House* do projeto CITAR, instalado no Centro de Tecnologia da Informação Renato Archer (CTI/CITAR) em Atibaia-SP; e o projeto de pesquisa do INPE com o *SpaceWire* na aplicação de um Sensor de Estrelas.

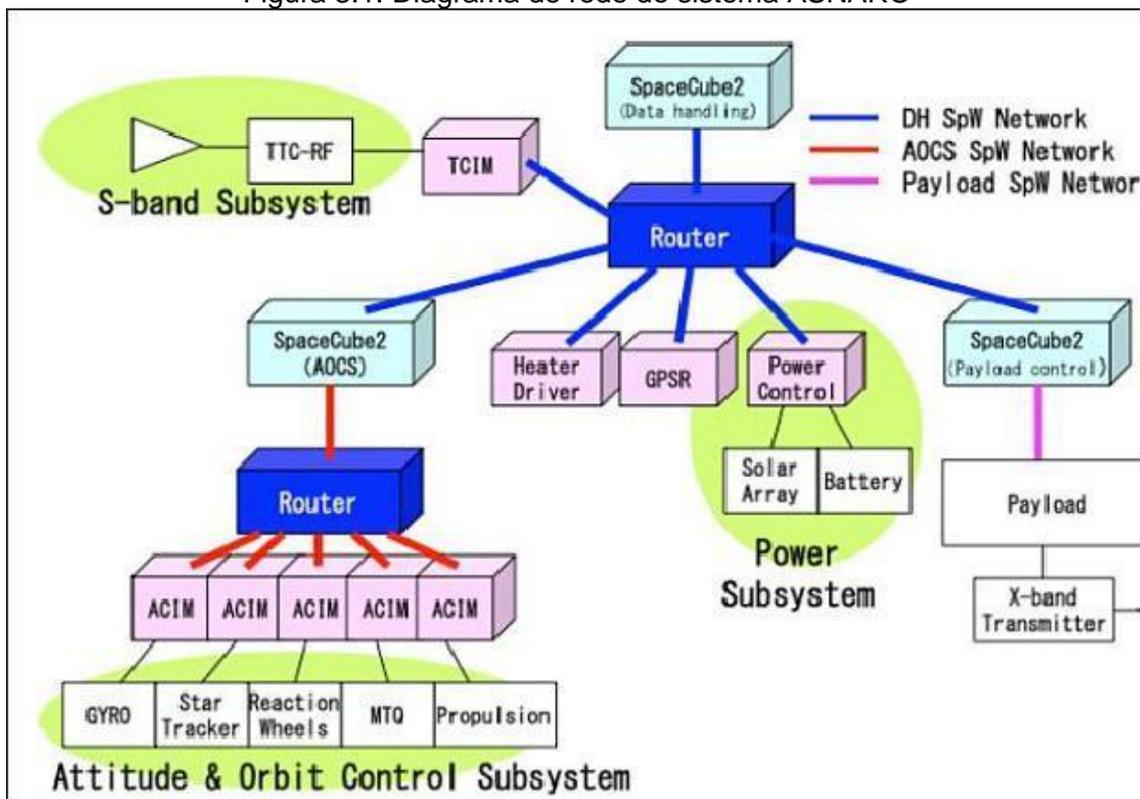
3.2 *SpaceWire*

Para a próxima geração de arquitetura de barramento para satélites instituído pela *Japan Aerospace Exploration Agency / Institute of Space and Astronautical Science* (JAXA / ISAS) e pela *Nippon Electric Company* (NEC), é considerado que a escalabilidade com especificação de interface bem definida é o principal problema para a arquitetura, a fim de aplicar a arquitetura em uma ampla gama de satélites com grande flexibilidade. Uma abordagem orientada a serviço que foi empregada na integração, conforme o conceito SOIS. Para os japoneses, adotar o protocolo *SpaceWire / RMAP (Remote Access Memory Protocol)* em arquiteturas com o projeto *SpaceWire-D* padrão integrados com protocolos convencionais é um "Novo Conceito" de projeto de pesquisa e de projetos de satélites científicos (HIHARA, 2014).

O projeto *New System Architecture for Observation* (ASNARO), que está sendo desenvolvido pela NEC Corporation e USEF (*Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer*), com financiamento do Ministério da Economia, Comércio e Indústria japonês, é um projeto que usa *SpaceWire* a bordo de satélites para todo o tratamento de dados. ASNARO é uma missão japonesa de imagem óptica de alta resolução da Terra, com distâncias de amostragem do solo de 0,5 m pancromática e 2 m multiespectral, com uma largura de faixa

de 10 km. No diagrama de rede do sistema ASNARO podemos ver que o *SpaceWire* é utilizado na plataforma e no sistema de controle de atitude e órbita, ou *Attitude and Orbit Control Subsystem* (AOCS), bem como para o sistema de supervisão de dados da carga útil. Nessa arquitetura o computador de controle de carga útil está ligado diretamente à carga útil, utilizando *SpaceWire*. A eletrônica da plataforma, incluindo o computador de supervisão de dados, o computador da carga útil, o computador de controle de atitude e órbita, o sistema de controle térmico, o receptor *Global Positioning System* (GPS), o sistema de controle de energia e a unidade de telecomando e telemetria Banda S estão interligados através de um roteador *SpaceWire*. E uma rede *SpaceWire* separada conecta os sensores e atuadores AOCS ao computador de sistema de controle de atitude e órbita. (OGAWA, 2009)

Figura 3.1: Diagrama de rede do sistema ASNARO



Fonte: Ogawa (2009).

3.2.1 FPGA – Field Programmable Gate Array

Em 2011, na Escola de Engenharia MAUA/São Caetano do Sul-SP, Brasil, foi desenvolvida uma plataforma EGSE (*Electrical Ground Segment Equipament*) que faz a simulação da N-FEE (*Normal- Front End Electronic*) do satélite PLATO (PLANetary Transits and Oscillations of Stars) do programa *Cosmic Vision* da ESA. Esse EGSE foi desenvolvido para ser utilizado na execução de testes na N-DPU (*Normal-Digital Processor Unity*) do satélite e também para a validação da comunicação entre ambos os dispositivos. A plataforma proposta envia imagens artificiais carregadas de um computador e transmite tais imagens obedecendo às especificações propostas pela equipe da LESIA (*Laboratoire d'études spatiales et d'instrumentation en astrophysique*), do Observatório de Paris. Os protocolos utilizados para a comunicação entre a N-FEE e a N-DPU são: o protocolo espacial de alta velocidade *SpaceWire* e o protocolo RMAP. O sistema foi parcialmente implementado em VHDL e foi proposta uma nova arquitetura utilizando a biblioteca VHDL GRLIB, que possui em seu núcleo o processador LEON3. (FERRÃO, 2012).

3.2.2 Backplane

As normas *SpaceWire* são mantidas e emitidas formalmente como documentos ECSS (ECSS-E-ST-50-12C) e isso significa que os equipamentos concebidos por diferentes agências sejam interoperáveis, com benefícios significativos. *SpaceWire* é usado principalmente entre instrumentos. No entanto, para facilitar um alto nível de integração dos sistemas de bordo, John-Paul Coetzee e Alan Senior, da Thales Alenia Space (UK), propõem que uma norma ECSS *SpaceWire* Backplane seja criada e adotada, oferecendo alimentação, sinal e conectividade pareados por impedância para a alta velocidade de *Links* como *SpaceWire* e *SpaceFibre*. Uma das iniciativas de John-Paul Coetzee com resultados positivos é o protótipo de conectores desenvolvidos pela Smiths Connectors (Hypertac) para aplicações de *backplane*, e foram realizados testes por TASUK, sob contrato ESA. O conector, figura 3.2, é um tipo modular com diferentes inserções de pinos para linha de potência, sinais e dados de alta

velocidade, tornando-o adequado para aplicações *SpaceWire*. Projetado no tamanho-padrão de cartões comuns em aplicações espaciais Eurocard simples e dupla, ele incorpora dois tipos de interconexão de dados: um de uso geral e um coaxial de alta velocidade para ligações diferenciais. Ele também tem dois tipos de conector de alimentação. Essa foi a primeira vez que tal conector do painel traseiro foi utilizado em uma aplicação *SpaceWire* real (COETZEE, 2014).

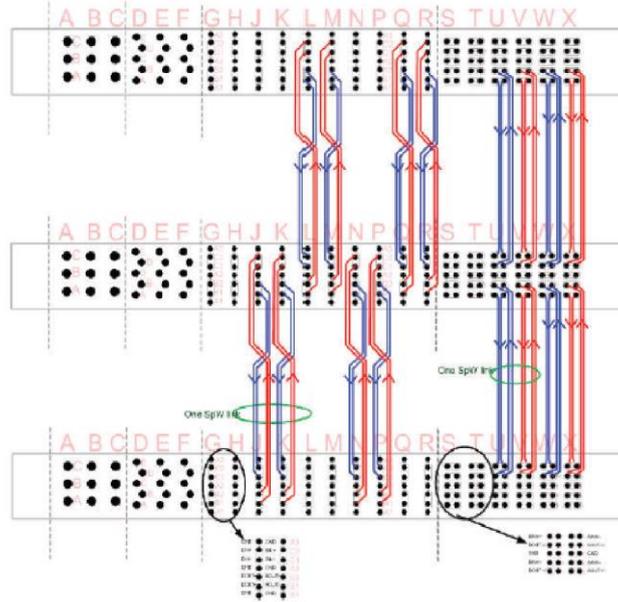
Figura 3.2: Conector *SpaceWire* TASUK



Fonte: Coetzee (2014).

Um desempenho ideal do projeto *backplane* deve facilitar uma arquitetura múltiplo Slots de alta integridade de sinal com roteamento *flow-through*, ou roteamento dinâmico. Este roteamento é um item crítico devido à alta densidade e proximidade física dos pinos, conforme figura 3.3. Uma placa de 6 camadas de FR4 é usada, fornecendo duas camadas de Potência, duas camadas de Terra e duas camadas interiores de sinal (COETZEE, 2014).

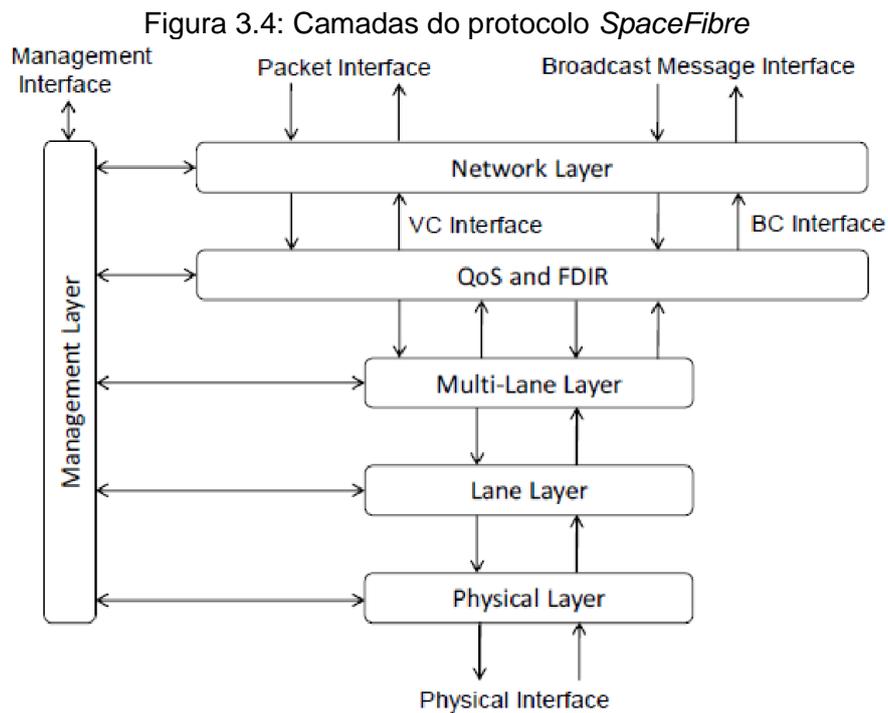
Figura 3.3: *Backplane SpaceWire* Layout com múltiplo *Slots*



Fonte: Coetzee (2014).

3.2.3 *SpaceFibre*

SpaceFibre é um *Link* de dados multi-gigabits e com tecnologia de rede para uso a bordo de sistemas espaciais. É compatível com protocolo *SpaceWire* no nível do pacote e funciona sobre meios de comunicação elétrico e óptico. Com capacidade de ampla qualidade de serviço e de detecção de falhas, isolamento e recuperação, *SpaceFibre* é projetado para suportar altas cargas de velocidade e de manipulação de dados, como por exemplo um radar de abertura sintética, com sistemas de imagens multi-espectrais e com rápido acesso de memória em massa. Sendo um padrão aberto e projetado especificamente para aplicações de sistemas espaciais, o *SpaceFibre* é um candidato ideal para a próxima geração de interconexão para satélites. O projeto de norma *SpaceFibre* foi escrito pela Universidade de Dundee para a ESA e foi revisado pela comunidade internacional de engenharia de sistemas espaciais (PARKES, 2014).



Fonte: Parkes (2014).

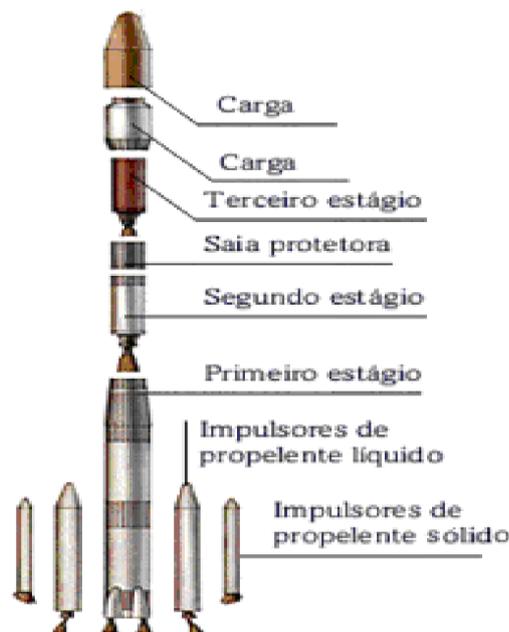
A *Network Layer*, ou camada de rede, fornece o serviço de transferência de pacotes usando o mesmo formato de pacotes e encaminhamento, como *SpaceWire* e o serviço de difusão de mensagem que transmite mensagens curtas que levam tempo e informações de sincronização para todos os nós da rede. A camada de QoS (*Quality of Service*) e FDIR (*Fault Detection Isolation and Recovery*) fornece qualidade de serviço e controle de fluxo para um *Link SpaceFibre*. Molda a informação a ser enviada através do *Link* reduzindo a sensibilidade a emissões eletromagnéticas, com capacidade de repetição e de detecção de quaisquer sequências de dados ou códigos de controle que vão faltar ou chegar com erros e enviá-las novamente. A *Multi-Lane*, ou Camada Múltiplas Vias, é capaz de operar várias vias *SpaceFibre* em paralelo ao fornecer a transmissão de dados. A *Lane Layer*, ou Camada de Via, faz inicialização das vias e as reinicia quando um erro é detectado. Os dados são codificados em símbolos para a transmissão, usando a codificação 8B/10B e esses símbolos são decodificados no receptor. A *Physical Layer*, ou Camada Física, serializa a codificação em símbolos 8B/10B e envia sobre o meio físico,

sejam cabos elétricos ou cabos de fibra óptica. No receptor são recuperados os dados do fluxo de bits em série com o relógio, determinando os limites do símbolo e recuperando os símbolos 8B/10B (PARKES, 2014).

3.3 Segmento lançador

Nos veículos lançadores, a massa de carga útil é somente uma pequena parcela da massa total na decolagem. A maior parte da massa do foguete é a do propelente. Por exemplo, no caso do VLS-1, a massa da carga útil (satélite) é de 150 kg, a massa total do veículo na decolagem é de 50 toneladas e a massa de propelente é de 41 toneladas. Quando o propelente é queimado durante a fase propulsada ascendente, uma proporção maior da massa do veículo transforma-se na massa de estrutura e tanques quase vazios. A fim de eliminar a massa residual desses tanques e permitir que o foguete atinja uma velocidade final maior, os foguetes são divididos em estágios que são separados logo que o propelente desses estágios seja totalmente consumido. Cada estágio é um foguete com seu próprio motor e tanques de propelente (VILLAS BÔAS, 2005).

Figura 3.5: Exemplo de configuração de veículo lançador de satélite



Fonte: Villas Bôas (2005).

3.3.1 Veículo Lançador de Microssatélites (VLM)

Segundo Rollemberg (2010), em 2009 foram iniciados os estudos de desenvolvimento de um novo lançador denominado VLM-1, com três estágios, com envelope do motor em fibra de carbono, a propelente sólido do tipo composite e com capacidade para inserir um microssatélite de 120 kgf em órbita equatorial baixa, a até 700 km de altura. Esse veículo, quando operacional, poderá preencher uma lacuna do promissor nicho de mercado de microssatélites.

Na configuração estudada por Daitx (2014), o Veículo Lançador de Microssatélites (VLM), fruto de uma parceria entre o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e o Centro Aeroespacial Alemão (DLR), tem a missão de levar a carga útil SHEFEX-III para uma trajetória suborbital de reentrada com velocidade de 7 km/s a uma altitude de 100 km. Oportunamente, o VLM com a atual configuração terá a missão de lançar cargas úteis de até 140 kg em LEO (*low earth orbit*). Outras configurações poderão colocar em órbita cargas de até 350 kg, bem como atingir órbitas heliosíncronas. Como atualmente cerca de 1/3 de todos os satélites lançados mundialmente têm menos de 200 kg, espera-se que o veículo tenha um grande mercado para atuar, e que seu *design* focado no baixo custo lhe dê uma significativa vantagem competitiva.

3.4 Migração para uma interface *SpaceWire*

Segundo Klar *et. al.*(2008), desde que foi padronizado pela Agência Espacial Europeia (ESA), *SpaceWire* foi proposto para uso em muitas missões espaciais e está rapidamente substituindo tecnologias de comunicação, antes amplamente utilizadas como RS-422 e MIL-STD-1553B. Esses projetos são, muitas vezes, reutilizados em várias missões para reduzir custos de desenvolvimento e programação. Neles é importante considerar as características e as vantagens desses sistemas legados quando é feita uma

migração para uma arquitetura *SpaceWire*. O artigo de Klar *et. al.*(2008), descreve um processo de projeto básico e sugere algumas considerações para adaptar esses sistemas com tecnologias herdadas para o protocolo *SpaceWire*.

Consideram-se tecnologias herdadas, as tecnologias existentes em equipamentos já desenvolvidos de um sistema, que contém interfaces diferentes da atual tecnologia utilizada na arquitetura.

Inicialmente, um projetista do sistema deve analisar os fluxos de dados para avaliar requisitos de direção, de volume, de criticidade, e de temporização. Para os dados de tempo crítico, uma programação síncrona é muitas vezes preferível, e pode ser facilmente ajustada, fazendo uso da função de códigos de tempo de *SpaceWire*. Depois de fluxos de dados críticos terem sido identificados, redundância e retransmissão podem ser usadas para garantir a entrega de dados importantes. Incorporando *switches* de roteamento no sistema pode-se oferecer muita flexibilidade para uma arquitetura de topologias redundantes robustas. Confiabilidade adicional pode ser adquirida através da aplicação adequada de protocolos de nível superior, como *Remote Memory Access Protocol* (RMAP), para apoiar o reconhecimento de dados e de retransmissão.

O Processo de Projeto Básico para migração de uma arquitetura para *SpaceWire* descrito por Klar *et. al.*(2008) consiste em três passos:

Primeiro Passo – Identificar os requisitos de nível superior.

Uma técnica útil para derivar esses requisitos é a construção de um diagrama de fluxo de dados em nível de missão. O diagrama pode então ser analisado para identificar os produtores e consumidores de dados. Uma parte importante dessa análise é identificar a quantidade de dados que precisam ser transferidos a bordo. Os requisitos do projeto podem herdar diferentes interfaces de equipamentos, que muitas vezes não são compatíveis.

Segundo Passo – Analisar a direção e determinar taxas de conexão.

Para alguns produtores de dados, taxas de dados são facilmente calculadas mediante a revisão da taxa de amostragem e do número de bits em cada amostra. No entanto, para outros, os elementos que determinam as taxas de dados podem ser mais difíceis. Detectores de eventos, por exemplo, muitas vezes produzem rajadas de dados que podem ser difíceis de caracterizar. Nesse caso, um modelo de dados precisos é por vezes necessário para estimar o pior caso. Deve-se considerar sempre os piores casos de taxa de dados.

Terceiro Passo: Projetar o tamanho de cada conexão.

O passo final é projetar e determinar o tamanho de cada conexão de forma apropriada. Embora, as interfaces herdadas ainda possam ser viáveis, *SpaceWire* pode fornecer benefícios semelhantes e é bem adequado para substituí-las em muitas aplicações. Existem muitos fornecedores de produtos com *SpaceWire* e uma rica variedade de ofertas disponível no mercado. Pode-se aumentar a confiabilidade adicionando uma margem.

Tabela 3.1- Comparação dos recursos dos barramentos MIL-STD-1553, *SpaceWire* e RS-422

Arquitetura	MIL-STD-1553B	<i>SpaceWire</i>	RS-422
Barramento de dados	Meio de comunicação compartilhada - Falha no meio de transmissão pode afetar vários dispositivos - Oferece transformador de acoplamento para o isolamento	Ponto a ponto - As falhas podem ser mais localizada - Atualmente não suporta transformador de acoplamento	Muitas variações na implementação com interfaces Síncrona e Assíncrona - Necessita de modificações para fazer a interface eletrônica de missão para missão - Conectores muitas vezes personalizado
Camada Física	2 pares bidirecional	Conector padrão 9 pinos micro-miniatura DTYPE - 4 pares diferenciais além do Terra	3 pares e 2 pares unidirecional são comuns
Comando / resposta do barramento de dados	Half-Duplex - Temporização bem definida, tempo limite usado para detectar problemas de comunicação	Full-duplex - Operação comando / resposta possível por meio de protocolos de nível superior	Full-duplex conseguido com duas interfaces unidirecionais
Relógio	1 MHz - Codificação Manchester II Bi-Phase (relógio implícito)	Variável - Codificação <i>Data-strobe</i> (relógio implícito) - Taxa de relógio pode ser alterado dinamicamente - Sincronização realizada através do uso de códigos de tempo	Taxa Relógio tipicamente fixo - Tempos de espera para indicar fim-de-quadro
Taxa de transmissão	As taxas de dados de menos de 600 Kb/s (em sistemas práticos)	Taxas de dados de 2Mb/s à ~ 400Mb/s	Taxa de transmissão não é padronizado: <i>Bauds</i> de 9600, 19200, 38400, 57600, 115200 e são geralmente utilizadas velocidades próximas a 25Mbps
Tamanho da Palavra	20 bits - Palavras de Comando, de resposta e de dados - Inclui paridade	10 bits - Inclui paridade - Dados de carga útil é de 8 bits - Fronteiras dos pacotes são	Montagem do quadro deve ser realizado através de um protocolo de nível superior

	- Dados de carga útil é de 16 bits	determinados pela utilização de caracteres de controle	
Tipo de Controle de barramento	Controle Centralizado - Controle de barramento individual - Até 31 Terminais remotos - 1 ou mais monitores de barramento - Pode ser o gargalo para o barramento	Centralizado ou descentralizado - Vários iniciadores possíveis na rede - Até 224 Endereços lógicos exclusivos	Moldação pode ser realizado através de um protocolo de nível mais elevado - Data <i>Link</i> Control de Alto Nível (HDLC)
“bus schedule”	A maioria dos sistemas modernos utilizam um controlador de Frame. - Processar uma sequência de mensagens de uma forma repetitiva - Temporização altamente determinista - Tentativas automáticas	Nenhum “bus schedule” próprio	- Tempo de espera entre os quadros - Quadro com teste padrão de sincronização - Point-to-Point Protocol (PPP)
Redundância	Configuração de dupla Redundante de modo de espera - Comutação automática de falhas	Redundância possível acrescentando ligações	Redundância por duplicidade total
Codificação	Provida por Controle	Provida por sincronização de tempo	Codificação por quadros

Fonte: Klar *et. al.*(2008).

Na comparação entre os recursos de arquitetura do *SpaceWire* com as tecnologias herdadas MIL-STD-1553B e RS-422, da Tabela 3.1, é possível avaliar-se algumas características que demonstram a versatilidade do *SpaceWire*.

Klar *et. al.*(2008) conclui que o protocolo *SpaceWire* pode ser uma solução robusta e versátil para a construção de um sistema de comunicações integrado. Quando empregada de forma adequada pode fornecer muitos dos mesmos benefícios que o MIL-STD-1553B e RS-422. Além disso, o uso do *SpaceWire* no lugar dessas tecnologias herdadas promete ajudar a reduzir os custos de desenvolvimento e os esforços de engenharia necessários para definição e redefinição de interface.

4 REDE DE COMUNICAÇÃO DE DADOS PARA UM VEÍCULO LANÇADOR DE SATÉLITE

Este capítulo contém um estudo dos requisitos de sistema para veículos lançadores que servirá como base para o desenvolvimento da proposta da solução de rede de comunicação de dados, objetivo desta dissertação. Será utilizado como base um veículo lançador de pequeno porte, onde os requisitos de missão se limitam a órbita baixa ou mesmo suborbital, de aproximadamente 300km de altura. Inclui também o estudo de um caso de uso baseado no projeto SARA Suborbital, descrito anteriormente.

Importante salientar que grande parte das informações deste capítulo foi levantada a partir das experiências de trabalho durante o desenvolvimento e integração do projeto SARA Suborbital que ocorreu no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE/DCTA) durante o período de 2007 a 2015.

Segundo Lustosa (2009), em sistemas embarcados aeronáuticos, as topologias ponto a ponto ainda são dominantes por terem confiabilidade superior, pois tornam os sistemas mais fáceis de serem entendidos e de serem certificados.

Como pode ser observado no Capítulo 2 deste trabalho – Conceitos, atualmente o *SpaceWire* é um dos protocolos seriais ponto a ponto mais recentes e utilizados pelas agências espaciais internacionais. Portanto, o protocolo *SpaceWire* foi escolhido para ser utilizado na implementação da solução de rede proposta neste trabalho.

Em âmbito nacional, é possível considerar-se inovadora a proposta de utilizar o padrão *SpaceWire* para veículos lançadores de satélite, pois ela tem a implementação de uma nova tecnologia em projetos ou sistemas herdados, ou antigos, que contém características próprias, e que não utilizaram o padrão *SpaceWire*. Para essa nova implementação, pode-se utilizar o artigo de Klar *et. al.*(2008), descrito no Capítulo 3.4, como referência para um processo de

migração de uma interface RS-422 ou MIL-STD-1553B para uma interface *SpaceWire*.

A organização e descrição das atividades realizadas no desenvolvimento da proposta de rede de comunicação de dados estão aderentes à sequência de passos do processo de migração de Klar *et. al.*(2008). A Tabela 4.1, mostra a relação entre os passos do processo de Klar *et. al.*(2008) e as atividades da metodologia de trabalho propostas nesta dissertação.

Tabela 4.1: *Relação entre o processo de Klar e a metodologia adotada*

Passos	Processo de Klar <i>et. al.</i>(2008)	Atividades
Primeiro passo	Identificar os requisitos de nível superior	Estudo dos requisitos do Segmento lançador. Capítulo 4.1
Segundo passo	Analisar a direção e determinar taxas de conexão	Análise das interfaces a bordo de um veículo lançador. Capítulo 4.2
Terceiro passo	Projetar o tamanho de cada conexão	Projeto da rede de comunicação de dados. Capítulo 4.3

Fonte: Autor.

4.1 Estudo dos requisitos do segmento lançador

Nos projetos de sistemas espaciais, ou no caso para veículos lançadores de satélite ou foguetes de sondagem, alguns requisitos têm impacto relevante na solução de rede de comunicação de dados a bordo. A seguir serão abordados os requisitos funcionais, operacionais e restritivos que impactam a arquitetura de sistemas de controle de veículos.

4.1.1 Requisitos Funcionais

A performance é o mais denso dos requisitos funcionais do sistema para um foguete, ou veículo lançador de satélite, pois define suas características úteis para a aplicação, ou missão, de colocar em órbita uma carga útil.

Foram analisados alguns fatores que têm impacto nos requisitos funcionais, são eles:

- a) **Massa e volume:** As dimensões de um veículo e o seu cálculo estrutural determinados para uma trajetória de lançamento são especificações de projeto que definem os limites de massa e volume a bordo. Esses critérios de limite de massa e volume útil têm impacto direto na integração dos subsistemas eletrônicos. A cablagem de rede de comunicação de dados tem uma massa considerável na medida final do veículo e ocupa espaços internos muitas vezes críticos, que dificultam a integração dos sistemas. As novas tecnologias de conexão, com *SpaceWire*, também evoluíram com base nesses critérios. Segundo Lustosa (2009), nas últimas décadas, o foco nas características e problemas de ambientes aeronáuticos e aeroespaciais tem crescido muito. Devido a isso, a redução de peso é uma grande preocupação atualmente. Grandes economias de peso podem ser feitas com a adoção de redes ópticas de comunicação, uma vez que a quantidade de fios, conectores e malhas diminui consideravelmente.
- b) **Múltiplos estágios do veículo:** Para missões de lançamento em baixa órbita, ou *Low Earth Orbit* (LEO), veículos com três estágios têm melhor desempenho de propulsão do que veículo de um só estágio com a massa equivalente de carga útil, de estrutura e de propelente. No entanto são veículos mais complexos e de maior custo de projeto e fabricação. Nesse caso, os sistemas eletrônicos de navegação e controle estão alojados entre os estágios, e a rede de comunicação também.
- c) **Arquitetura de comunicação:** A arquitetura de comunicação considera além das redes internas a bordo, toda a comunicação entre os diversos segmentos relacionados à operação da missão, ou

seja, lançador, banco de controle, centro de operação e carga útil. Esse fator será abordado neste trabalho, na seção 4.2 Análise de Interface a bordo de um veículo lançador.

- d) **Integração:** O alojamento dos equipamentos e de seus cabos elétricos a bordo do veículo é um fator de impacto direto no projeto e na fabricação das interfaces elétricas. Pode-se associar a esse requisito critérios de projeto de mais baixo nível que têm impacto nas interfaces elétricas do ponto de vista de integração, como: 1) acoplamento e desacoplamento dos módulos estruturais e dos equipamentos, 2) modularidade por função dos equipamentos, 3) confiabilidade, 4) repetibilidade e 5) reuso de equipamentos ou projetos herdados.

4.1.2 Requisitos Operacionais

Destacam-se alguns fatores que têm impacto nos requisitos operacionais:

- a) **Segurança:** Segundo Wertz *et. al.* (2011), lançadores de veículos armazenam grande quantidade de energia, e é essencial que o desenvolvedor desses veículos considere o que pode acontecer com essa energia em caso de problemas. Por isso, a indústria, o cliente e o centro de operação do lançamento geram requisitos de segurança que vão impactar o projeto. Seguem alguns exemplos desses impactos: 1) Explosão do Sistema de Propulsão: diretrizes de projeto para os recipientes, válvulas e chaves elétricas extras; 2) Explosão ou vazamento de baterias: regras de projeto, restrições de carga, monitoração das células; 3) Interferência dos Transmissores com a operação do lançador: chaves elétricas extras. O requisito de segurança para veículos lançadores em âmbito nacional contém regras específicas de projeto que serão tratadas na seção 4.1.4.

- b) **Nível de redundância:** Redundância é a duplicação de um sistema ou componente. A análise de falha e o nível de confiabilidade são os critérios utilizados para definir o nível de redundância dos sistemas ou equipamentos a bordo, que conseqüentemente aumenta a quantidade de interfaces da rede de comunicação de dados. A cablagem é considerada um dos itens de falha, portanto em alguns casos críticos também tem sua implementação em redundância.

4.1.3 Requisitos Restritivos

Destacam-se alguns fatores que têm impacto nos requisitos restritivos:

- a) **interface com a Carga Útil:** a indústria espacial normalmente gerencia o veículo em uma organização e o satélite em outra, reforçando a tendência para orçamento e gerenciamento de interface. Portanto a utilização de padrões de interface de comunicação contribui para as especificações durante o desenvolvimento dos projetos e na operacionalidade das missões. Interfaces tradicionais de comunicação serial como RS422, ou EIA-422 como é conhecida hoje, podem não ser apropriadas à medida que se torna comum novas gerações de satélites adotarem protocolos mais modernos, com *SpaceWire*.
- b) **interferências eletromagnéticas:** de acordo com Stark (2013), a compatibilidade eletromagnética, ou *Electromagnetic Compatibility* (EMC), requer que o sistema ou equipamento não cause interferência nem seja susceptível a interferências de outros sistemas ou equipamentos. Cabos de alimentação e de comunicação geram e recebem grandes interferências de cargas eletromagnéticas. Portanto, é muito importante a escolha da tecnologia de protocolo de interface para rede de comunicação de dados, juntamente com o esquema de aterramento dos equipamentos e sinais. A norma MIL-STD-461E – *Electromagnetic Emission and Susceptibility*

Requirements for The Control of Electromagnetic Interference, define os requisitos de emissão e de susceptibilidade a interferências conduzidas e irradiadas. A norma MIL-STD-1541 – *Electromagnetic Compatibility Requirements, for Space Systems*, define os requisitos de compatibilidade eletromagnética.

- c) **requisitos ambientais:** segundo Wertz *et. al.*(2011), os veículos lançadores têm características ambientais peculiares em relação ao lançamento, ao voo atmosférico e à separação, conforme Tabela 4.2. Ao contrário dos ambientes de choque e vibração aleatória mais simples, cargas acopladas dependem das interações estruturais do veículo lançador, bem como do sistema estrutural completo. Fisicamente, o veículo lançador é grande, de estrutura leve envolvida em torno de uma massa muito maior de propelentes sólidos flexíveis ou líquidos que se equilibram em um motor de foguete que está mudando continuamente níveis de impulso e movendo-se de um lado para outro em dois eixos, gerando frequências axiais e laterais.

Tabela 4.2: *Características ambientais de veículos lançadores*

Item	Ambiente
1.	Carga acoplada
2.	Choque
3.	Vibração e Acústica
4.	Compatibilidade Eletromagnética
5.	Ventilação de subida
6.	Tratamento térmico
7.	Radiação Espacial

Fonte: Wertz (2011).

4.1.4 Requisitos de segurança para veículos lançadores

Esta seção contém uma descrição e uma análise dos requisitos e regras de segurança que têm relação direta ou indireta com a definição e desenvolvimento de uma rede de comunicação de dados para veículos lançadores. Os requisitos de segurança para veículos lançadores descritos aqui podem ser encontrados nos Regulamentos de Segurança Espacial da AEB, descritos na seção 2.12, principalmente na Parte 6 - Regulamento Técnico Para Veículo Lançador.

As regras de segurança são aplicáveis ao sistema veículo lançador no solo e em voo, e também para veículos lançadores novos e protótipos de teste.

4.1.4.1 Regulamento Técnico Da Segurança Para Veículo Lançador AEB

O Regulamento Técnico Para Veículo Lançador da Agência Espacial Brasileira (2012) define e agrupa as principais regras aplicáveis ao projeto e às operações de veículos lançadores não tripulados a serem lançados do território brasileiro. Esse documento é aplicável a todo trabalho relacionado a veículos lançadores e protótipos de teste. No caso de projetos que utilizam sistemas em campos tecnológicos completamente novos, que possam não estar cobertos pela presente regulamentação, a fase de análise de viabilidade deve permitir a avaliação da necessidade de análises e/ou requisitos adicionais.

As regras para projeto, fabricação e operação definidas no Regulamento Técnico, devem ser atendidas pelos projetistas, fabricantes e operadores, devendo resultar em controle dos riscos específicos de operação de um veículo lançador no centro de lançamento e durante a sua fase de voo propulsado. O Procedimento de Segurança define os princípios gerais de segurança, inicialmente estudando o projeto dos sistemas, em seguida verificando a funcionalidade dos procedimentos operacionais e, finalmente, checando a sua aplicação em situações potencialmente perigosas.

Alguns dos requisitos de segurança descritos nos Regulamentos Técnicos da AEB, podem ser relacionados como requisitos de projeto para definição de uma nova arquitetura de comunicação de dados de um sistema eletrônico de navegação e controle de veículos lançadores de satélite de pequeno porte.

Segundo o Regulamento, os requisitos funcionais de projeto para eliminar ou reduzir riscos devem abranger o controle remoto da configuração e das características de sistemas classificados como de risco. E a demonstração de controle dos riscos, ao longo do procedimento de submissão para os veículos lançadores novos que ainda nunca foram lançados a partir do centro de lançamento e devem ser analisados desde o início do projeto.

Os requisitos a serem atendidos por esses sistemas são definidos no Regulamento de acordo com: a) os princípios gerais; b) as regras de projeto; c) as regras operacionais; e d) os princípios de submissão. Os requisitos de projeto são os de maior impacto na definição de uma rede de comunicação.

4.1.4.2 Regras de Segurança Aplicáveis ao Sistema Veículo Lançador no Solo

A aplicação dos princípios de segurança implica na definição de procedimentos e regras para especificação de projeto para:

- a) barreiras de segurança, **dispositivos de desativação**, à disposição do Operador da Segurança do Centro, e dispositivos de visualização ou relatórios de estado, tornando possível conferir a configuração dos dispositivos de desativação; (Esse dispositivo é personalizado para a função, portanto não é aplicável uma solução com *SpaceWire*);
- b) **confiabilidade dos sistemas e conformidade** com os fatores de segurança atendendo às especificações de **dependabilidade** e aos objetivos da segurança; (O protocolo *SpaceWire* não foi projetado para os específicos objetivos de segurança);

- c) os conectores de circuitos elétricos potencialmente perigosos serão projetados de tal modo que a **conexão não possa permitir ambiguidades** (guia mecânica, conector à prova de erros, entre outros); (As especificações do conector *SpaceWire* não foram projetadas para ter conexões únicas, polarizadas ou casadas);
- d) o veículo lançador e seus equipamentos de suporte no solo serão projetados de tal modo que os seus **sistemas de aterramento** assegurem o escoamento de todas as cargas elétricas; (A blindagem do cabo *SpaceWire* garante o escoamento de cargas elétricas);
- e) um **circuito elétrico potencialmente perigoso** deve ser insensível às interferências internas, por exemplo, durante a atuação de qualquer outro circuito, bem como às interferências externas, por exemplo, influências de eventos externos como eletricidade estática, campos irradiados, falha de outro circuito, correntes reversas, entre outras. (A blindagem do cabo *SpaceWire* tem especificações de proteção contra interferências eletromagnéticas);
- f) para **sistemas pirotécnicos** de Média Energia, nos circuitos pirotécnicos envolvidos em um risco potencial catastrófico, a barreira próxima à fonte do risco deverá ser obrigatoriamente **uma barreira mecânica**, capaz de prevenir a ignição não intencional do sistema; (O protocolo *SpaceWire* não é aplicável a circuitos pirotécnicos);
- g) todos os sistemas de rastreamento e de telemetria de um STV dos veículos lançadores devem ser **compatíveis com os equipamentos** aplicáveis do centro de lançamento e/ou de rastreio **em solo**. (A solução *SpaceWire* para uma rede de comunicação deve ser aplicada nos equipamentos a bordo e em solo durante a especificação do projeto).

4.1.4.3 Regras de Segurança Aplicáveis ao Sistema Veículo Lançador em Voo

As funções que devem ser garantidas para satisfazer as exigências de segurança podem ser realizadas:

- a) por um sistema de terminação de voo comandado a partir do solo ou por um dispositivo automático a bordo; (Os comandos de solo podem ser enviados por uma rede de comunicação *SpaceWire*);
- b) pelo projeto do veículo lançador que prevê a neutralização natural dos seus estágios (reentrada, impacto no mar, entre outras). (Comandos de neutralização devem ter conexões exclusivas, portanto não podem estar junto com a rede *SpaceWire*).

Para um projeto de dispositivos de segurança a bordo, quando a neutralização é desencadeada, o funcionamento dos componentes de cada estágio deve ser assegurado, em termos de desempenho necessário, e o sistema deve funcionar nesse ambiente originado pelo desencadeamento da neutralização.

- a) para satisfazer aos objetivos de segurança, os dispositivos de segurança a bordo devem ser redundantes; (O circuito de comunicação de dados de uma rede *SpaceWire* pode ser redundante);
- b) os dispositivos de segurança devem ser independentes entre si; (A conexão *SpaceWire* pode ser independente, por ser uma conexão ponto a ponto);

Os Sistemas de Rastreamento da Trajetória (SRT) deve prover dados em tempo real, a partir dos quais, posição e velocidade podem ser determinadas. (O protocolo *SpaceWire* é aplicável a circuitos com transmissão de dados em tempo real).

4.1.4.4 VEÍCULOS LANÇADORES NOVOS E PROTÓTIPOS DE TESTE

Pode-se considerar inovadora a proposta de uma rede de comunicação de dados utilizando o protocolo *SpaceWire*, portanto é também possível considerar um veículo lançador novo. Os procedimentos relativos aos veículos lançadores novos e aos protótipos de teste devem ser objeto de estudos para as quatro fases previstas no desenrolar geral das ações de segurança de um programa, que estão associadas ao ciclo de vida de um projeto, são elas: Fase 0 – Viabilidade, Fase 1 – Projeto, Fase 2 – Fabricação e Fase 3 – Operação.

A fase de Viabilidade é obrigatória durante o período de estudo de viabilidade do projeto. Cobre desde o período de desenvolvimento até a Revisão de Conceitos do Sistema (RCS) e deve ser aprofundada, a fim de verificar a viabilidade do projeto sob o aspecto de segurança. Os itens na fase de Viabilidade que têm impacto no projeto da rede comunicação de dados são:

- a) descrever sumariamente as escolhas e soluções adotadas no projeto;
- b) começar a análise preliminar dos riscos ligados ao projeto e à operação do projeto;
- c) identificar os aspectos críticos, sob o ponto de vista de segurança;

A fase de projeto que cobre o período compreendido entre a Revisão de Conceitos do Sistema (RCS) e a Revisão de Definição do Sistema (RDS) deve permitir:

- a) avaliar as escolhas efetuadas dos projetos congelados;
- b) identificar os riscos e iniciar os estudos para minimizá-los;
- c) fixar as regras de qualificação aplicáveis aos sistemas de risco e aos dispositivos de segurança;

- d) verificar que o aspecto de segurança foi cumprido durante essa fase.

A fase de Fabricação que cobre o período compreendido entre a Revisão de Definição do Sistema (RDS) e a Revisão de Qualificação do Sistema (RQS), deve permitir:

- a) completar a análise dos riscos e avaliar o nível de risco de sistemas e dos materiais associados;
- b) demonstrar o comprometimento aos objetivos de segurança;
- c) gerir os parâmetros críticos quanto à segurança;
- d) avaliar os resultados de qualificação dos equipamentos classificados como de risco potencial.

A fase de operação que cobre o período compreendido entre a Revisão de Qualificação do Sistema e a atividade operacional sobre o centro de lançamento permite:

- a) desenvolver os procedimentos para aplicação em operações de risco potencial identificadas na fase 2;
- b) determinar os limites de segurança que decorrem do plano de operações.

4.2 Análise das interfaces a bordo de um veículo lançador

A partir das disciplinas definidas por Larson e Wertz (2005), pode-se definir algumas das principais funções do sistema elétrico de um veículo lançador de satélite de pequeno porte, ou foguete de sondagem, e estabelecer os principais equipamentos que atendem às funções. O conceito de dividir um veículo completo em subsistemas ou módulos é baseado em estrutura de disciplinas, nas funções associadas e nas definições das soluções. A análise das funções e seus equipamentos considera as interfaces digitais de comunicação de dados

entre equipamentos, excluindo sinais das antenas, sinais analógicos de monitoramento, sensores, atuadores, sinais de referência e alimentação. De acordo com a norma da ESA de Engenharia de Software (ECSS-S-ST-40C, anexo E), as especificações técnicas do sistema ou dos equipamentos, com as descrições de interfaces físicas, elétricas e lógicas, compõem o Documento de Controle de Interface, ou ICD (*Interface Control Document*). No entanto, o objetivo dessa análise de interface é identificar e caracterizar somente as interfaces de comunicação de dados dos equipamentos. A lista descrita na Tabela 4.3, contém as funções de um veículo lançador de satélites de pequeno porte, separadas por disciplinas, com suas soluções de sistemas eletrônicos (equipamentos) e suas respectivas necessidades de interface e tráfego de informações em uma rede de comunicação de dados a bordo. Não estão descritas as características de interface dos dados e da transmissão na Tabela 4.3. Elas serão descritas posteriormente.

Tabela 4.3: Relação entre funções, equipamentos e interface/ dados de um veículo lançador de satélites de pequeno porte

Propulsão			
Item	Função	Equipamentos	Interface/ dados
1	Ignição do motor	Ignitor	Comandos
2	Terminação de Voo	Ignitor	Comandos
		Sensores de segurança e de atitude	Dados de controle
3	Propulsão	Propulsores	Comandos
		Instrumentação	Dados de monitoramento
Controle e determinação de atitude			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Controle dos propulsores	Processador	Comandos
		Sensor de atitude	Dados de controle
2	Estabilização por rotação e polarização impulso	Processador;	Comandos
		Sensor de atitude; Sensor de rotação;	Dados de controle
		Atuadores de estabilização (sistema de gás frio)	Comandos

3	Separação dos estágios	Atuadores de separação	Comando
		Sensores	Dados de controle
4	Sequenciamento de eventos	Atuadores	Comandos
Telemetria, rastreamento e comando			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Transmissão dos dados	Transmissor	Dados
2	Recepção de comando	Receptor	Dados e comandos
3	Rastreamento do veículo	Radar	Dados
Processamento de dados e comando			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Processamento dos dados do veículo	Computador de bordo	Dados
2	Gerenciamento os comandos para o veículo	Computador de bordo	Comandos
3	Armazenamento	Computador de bordo	Dados
Potência elétrica, ou suprimento de energia			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Distribuição de energia	Processador	Comandos
2	Armazenamento de energia	Monitoramento das Bateria	Dados de monitoramento
Térmica			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Monitoramento e controle da temperatura	Sensores de temperatura	Dados
Estruturas e mecanismos			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Monitoramento ambiental interna e externa	Sistema de sensores de pressão, temperatura e aceleração	Dados
Navegação e “Guiagem”			
Item	Função	Equipamento	Interface / dados
1	Controle de	Computador	Comandos e dados

	navegação do veículo		
		GPS	Dados

Fonte: Autor.

As características de interface e de dados que serão atribuídas à arquitetura estão especificadas de acordo com as necessidades das funções e equipamentos distribuídos no veículo. Essas características estão relacionadas às camadas do modelo OSI, e servem para definição de um protocolo de comunicação. São elas:

a) envio e recepção de comandos ou dados:

- operação: Full-duplex, bidirecional (Camada Física);
- formato dos dados: geralmente dados de 8, podendo chegar a 32 bits. (Camada de Enlace);
- fluxo: Assíncrono ou síncrono, ou “Master e Slave”: (Camada de Enlace);
- pacote de dados: bloco de 8 a 64 palavras de 8 bits contendo comandos e informações de sistemas. (Camada de Enlace);
- velocidade de transmissão: frequência de 100Khz;
- protocolo de pacote de transmissão de dados: *Remote Memory Access Protocol* (RMAP).

b) sensores:

- aquisição de dados de sensores: informações geralmente de 8 a 32 bits utilizados para monitoramento de uma determinada medida. Esses dados podem ter alta prioridade ou baixa prioridade de importância na utilização dos dados, ou seja,

depende da necessidade de tempo de resposta dos atuadores e realimentação de algumas funções dos sistemas. (Camada de Enlace).

c) aplicação RTOS (*Real Time Operating System*)

- aplicação de Sistemas de tempo real com requisitos de temporização flexíveis (*soft real time*) (Camada de Enlace);
- aplicação de Sistemas de tempo real com requisitos de temporização rígidos (*hard real time*) com funções de alta criticidade em termos de segurança, comportamento no tempo e tolerantes a falhas. (Camada de Enlace).

d) dimensões específicas:

- limite de comprimento máximo (Camada Física).

e) largura de banda:

- *bandwidth* (BW) de 1Mbits/s, 10 Mbits/s ou 100 Mbits/s (Camada de Enlace).

f) controle de tempo:

- *time-triggered*. Do ponto de vista de aplicação, sincronização de *Clock* com o sistema de comunicação (Camada de Enlace).

g) confiabilidade:

- redundância de cabos (Camada física);
- gerenciamento de Redundância; (Camada de Enlace);
- detecção de Falha de Nó; (Camada de Enlace);

- detecção de Mensagem com falha; (Camada de Enlace);
- tolerante à falha de perda de mensagens; (Camada de Enlace);
- serviços de segurança: Paridade, CRC, *Frame Checks*, *Acknowledgement Error Checks*, *Bit Monitoring*, *Bit Stuffing*. (Camada de Enlace).

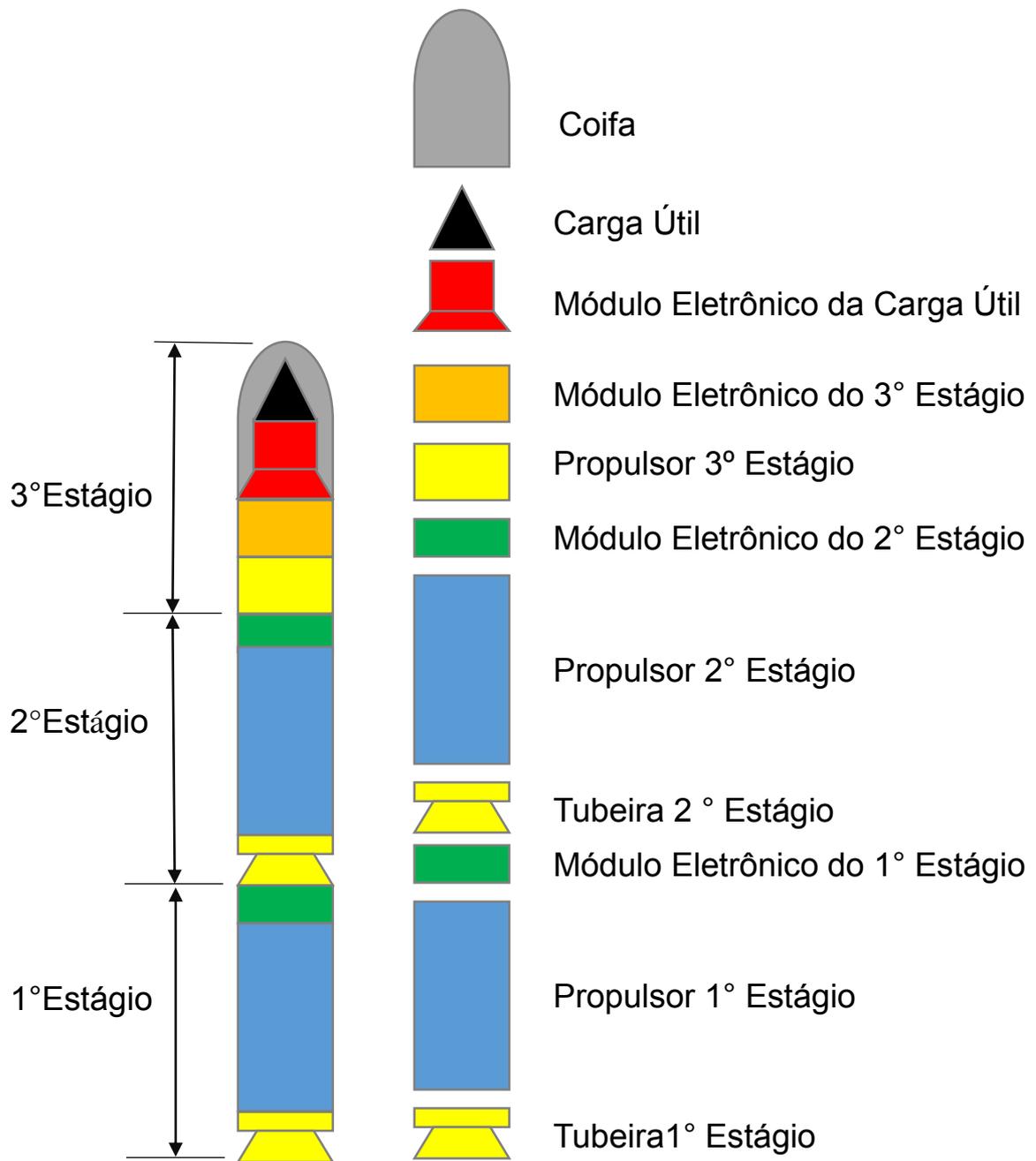
4.3 Projeto da rede de comunicação de dados

A arquitetura elétrica de um sistema espacial é formada basicamente pelas interfaces de comunicação de dados, de suprimento de energia, de monitoramento de sensores analógicos ou discretos, de atuadores e de sinais de rádio frequência. Nesta proposta de rede foram levadas em consideração somente as interfaces de comunicação de dados.

4.3.1 Modelo de veículo

O veículo é formado por três estágios de propulsão (E1, E2 e E3). Os Estágios são configurados com sistemas independentes de sensores, atuadores e bateria para as funções existentes, com algumas exceções que serão abortadas posteriormente.

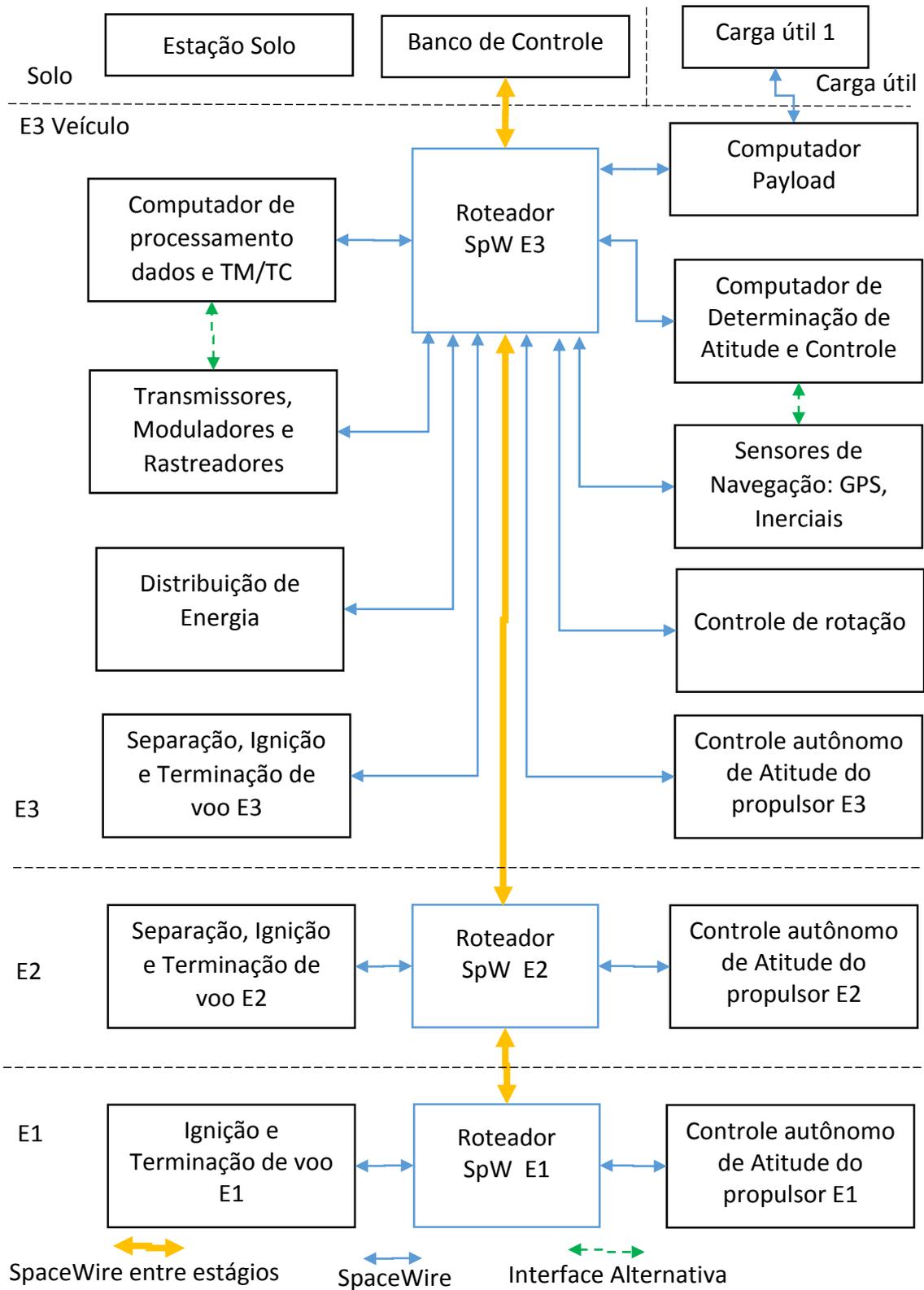
Figura 4.1: Uma configuração do veículo de três estágios



Fonte: Acervo do autor

4.3.2 Diagrama da rede de comunicação

Figura 4.2: Diagrama de Rede de Comunicação de Dados do Veículo Lançador



Fonte: Autor.

O diagrama da Figura 4.2 representa uma proposta de solução de rede de comunicação de dados para um veículo lançador de satélites utilizando interfaces *SpaceWire*, com algumas linhas alternativas de configuração. Os módulos da arquitetura utilizada na proposta de rede de comunicação de dados são descritos a seguir:

- a) **Computador de Determinação de Atitude e Controle:** Este módulo processa os sensores de navegação e determina a atitude de referência para o módulo de Controle Autônomo de Atitude;
- b) **Computador de Processamento de dados e TM/TC:** Computador responsável pelo processamento, armazenamento e encaminhamento dos dados adquiridos pelo veículo e dos dados de telecomandos recebidos pelos Receptores;
- c) **Transmissores, Receptores, Moduladores e Rastreadores:** Responsáveis pela recepção e detecção de telecomando e pela transmissão e modulação das telemetrias. Corresponde também ao sistema de rastreamento do veículo, que tradicionalmente utiliza Sistema de Radar;
- d) **Sensores de Navegação:** Formados pelos sensores usados como referência para a determinação de atitude e da navegação, como por exemplo o GPS e os Sensores Inerciais;
- e) **Distribuição de Energia:** Este módulo é responsável pela alimentação elétrica dos equipamentos, sendo comandado pelos computadores ou pelo banco de controle. Os sistemas alocados no primeiro e segundo estágios têm alimentação independente;
- f) **Controle de Rotação:** Este módulo tradicionalmente utiliza sistemas de gás frio para estabilizar, polarizar ou acelerar a rotação do foguete;

- g) **Separação, Ignição e Terminação de voo (E1, E2 e E3):** Este módulo é um terminal de controle do sistema de Ignição dos propulsores, do sistema de separação dos estágios e do sistema de Terminação de voo, ou autodestruição. Os três estágios podem utilizar o mesmo modelo de terminal, porém o primeiro estágio tem uma configuração que exclui a função de separação. Os Estágios são configurados com sistemas independentes de sensores, atuadores e bateria, porém recebem alguns comandos dos computadores principais do veículo, tais como telecomando de destruição, comando de ignição do primeiro estágio e comando de status do sistema;
- h) **Controle autônomo de Atitude do Propulsor (E1, E2 e E3):** Este módulo é responsável pelo sistema de controle da suspensão de eixos “cardan” que controla o vetor de empuxo (câmara de combustão do motor). O algoritmo de controle contém um circuito de malha fechada independente, juntamente com seus sensores dinâmicos e atuadores;
- i) **Banco de controle:** Este módulo é responsável pelo monitoramento, preparo e controle do veículo antes do lançamento;
- j) **Estação Solo:** Responsável pelo monitoramento e controle do veículo durante o voo;
- k) **Carga Útil:** É formado pelos sistemas transportados e lançados em órbita pelo veículo, como satélites ou experimentos científicos.

A comunicação entre os módulos utiliza interface protocolo *SpaceWire* e com maiores cabos nas conexões entre estágios e com o banco de controle. Cada estágio contém o seu próprio roteador *SpaceWire* que distribui a rede para os sistemas integrados, somando no total, três roteadores: os roteadores do

primeiro e segundo estágios com 4 canais e o roteador do terceiro estágio, com 11 canais.

4.3.3 Características da interface *SpaceWire* do projeto

A especificação de rede de comunicação de dados projetada para um veículo lançador de satélites de pequeno porte contém as seguintes características de acordo com o modelo ISO:

4.3.3.1 Camada física:

- nível de sinal: $\pm 350\text{mV}$ (sinal diferencial LVDS)
- impedância: $100\ \Omega$
- conexão: ponto a ponto com roteadores de 2 a 10 *Links*.
- conector: tipo D microminiatura

4.3.3.2 Camada enlace:

- transmissão: *Most Significant Bit* (MSB)
- bit de paridade: ímpar
- pacote de dados: Endereço, Dados (8 bits) e Indicação de fim de pacote (EOP ou EEP)

4.3.3.3 Camada rede:

Arquitetura de interconexão tipo ponto a ponto com roteadores dinâmicos.

4.3.3.4 Camada transporte:

Na camada de transporte podem ser utilizados os protocolos apresentados na sessão 2.6.4. São eles:

- RMAP, para controle dos nós;
- CCSDS PTP, para encapsulamento do pacote;

- STUP, para transferência de dados;
- STP, para conexões assimétricas.

4.3.3.5 Camada Sessão:

Não se aplica.

4.3.3.6 Camada Apresentação:

Não se aplica.

4.3.3.7 Camada Aplicação:

Não se aplica.

4.3.4 Análise de itens críticos e desafios técnicos da nova arquitetura

Para um projeto de veículos lançador de satélite de pequeno porte, alguns critérios e especificações têm maior impacto na rede de comunicação de dados para implementação de uma rede.

São itens críticos: massa e volume, múltiplos estágios do veículo, arquitetura de comunicação, integração, redundância, interfaces com carga útil e banco de controle, interferências eletromagnéticas e requisitos ambientais.

Segurança: Falhas simples não poderão ser catastróficas e os sistemas devem ser providos de dispositivos de segurança necessários ao seu manuseio.

Para migração de interfaces seriais RS422 para uma nova abordagem de arquitetura com o protocolo *SpaceWire*, existem grandes diferenças nas especificações ou requisitos de rede de comunicação de dados. A Tabela 4.3 contém uma avaliação dessas diferenças que impactam o projeto e a performance da rede.

Tabela 4.4: Comparação entre a arquitetura herdada e a proposta

ITEM	ESPECIFICAÇÃO OU REQUISITO DA REDE	ARQUITETURA HERDADA (RS422)	ARQUITETURA PROPOSTA (<i>SpaceWire</i>)
1	Restrição de Massa e Volume	6 cabos AWG 24 por conexão.	Um cabo <i>SpaceWire</i> por conexão + Router <i>SpaceWire</i> por baía do foguete.
2	Cablagem	Conector DB9 ou personalizado, com 2 pares unidirecionais são comuns.	Conector padrão 9 pinos micro-miniatura DTYPE, com 4 pares diferenciais além do Terra.
3	Múltiplos estágios do veículo	Entre os estágios somente equipamentos conectados por uma serial se comunicam.	Todos os equipamentos com interface de comunicação de todos os estágios podem se comunicar entre si.
4	Topologia da rede	Ponto a ponto	Router
5	Barramento de dados	Full-duplex	Full-duplex
6	Taxa de comunicação	25Mbps	2Mb/s à ~ 400Mb/s
7	Integração dos equipamentos nas baias	Rigidez nos projetos da alocação de equipamentos nas baias e da cablagem.	Possibilidade de flexibilidade da distribuição dos equipamentos e das cablagens
8	Interface com o Banco de Controle e Carga Útil	Uma interface de comunicação para cada equipamento.	Uma única interface de comunicação com todos os equipamentos.
9	Controle de barramento	Protocolo de nível mais elevado.	Centralizado ou descentralizado (iniciadores na rede de até 224 endereços lógicos exclusivos).
10	Dados	10 bits (Inclui paridade, 8 bits uteis e caracteres de controle).	Montagem do quadro deve ser realizado através de um protocolo de nível superior.
11	Nível de redundância	Redundância por duplicidade total.	Redundância possível acrescentando ligações.
12	Interface eletrônica	Transceiver RXTX	FPGA com IP core SpW
13	Consumo de potência	100mW por conexão (nominal)	20m a 70mW por conexão (nominal).
14	Confiabilidade	ANSI/TIA/EIA-422-B	ECSS-E-ST-50-12C
15	Interferências eletromagnéticas	Reduzido pelo canal diferencial	Reduzido pelo canal diferencial e pela tensão LVDS.

Fonte: Klar et. al. (2008).

4.3.5 Implementação de uma interface *SpaceWire* utilizando FPGA

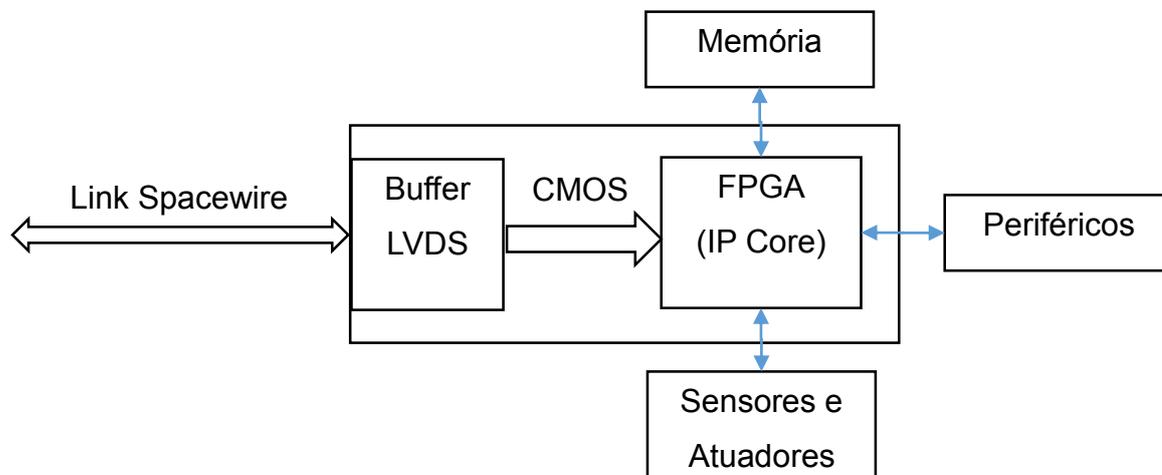
A plataforma FPGA (*Field Programmable Gate Array*) é uma das soluções mais utilizadas no desenvolvimento de interfaces físicas para o protocolo *SpaceWire*, devido a suas características dinâmicas e modular de programação em *hardware*.

Um FPGA é um circuito integrado que utiliza a tecnologia CMOS e contém em seu interior uma matriz de portas lógicas reconfiguráveis. Essa característica permite a implementação de algoritmos de cálculos rápidos em *hardware* configurável. Diferente do microprocessador convencional de propósito geral, o FPGA pode implementar internamente um *hardware* dedicado, que permite o processamento paralelo das funções matemáticas e sem o uso de um sistema operacional.

A norma *SpaceWire* (ECSS-E-ST-50-12C) descreve o protocolo de comunicação de forma livre e aberta. Muitos dos códigos para projetos com FPGA são programados em VHDL. Esses códigos proprietários, ou IP (*Intellectual Property*) Core, vêm sendo desenvolvidos pelas empresas e institutos, e muitos deles são disponibilizados para a comunidade científica.

Para cada nó da rede proposta, existe uma interface de conexão física e um processador. Como mostrado na Figura 4.3, a conexão física é feita por um “*Buffer*” LVDS que transforma os sinais dos cabos *SpaceWire* em sinais CMOS ou TTL. O processador é o núcleo central do nó onde são recebidos e enviados os pacotes, processados os dados e encaminhado o comando ou dado para os periféricos do equipamento, como sensores, atuadores e memórias. O processador pode ser uma FPGA ou um ASIC, com o código, ou IP Core, contendo o protocolo *SpaceWire* e as interfaces de serviço.

Figura 4.3: Solução de interface SpaceWire utilizando FPGA



Fonte: Autor.

A Tabela 4.5 mostra uma pesquisa de relação entre o *software Open-source* e o *hardware* utilizados nos projetos, ou seja, as IP COREs desenvolvidas e disponibilizadas pela comunidade científica e a especificação da FPGA utilizada no desenvolvimento.

Com o objetivo auxiliar na decisão de escolha de uma FPGA para aplicação aeroespacial, foi realizada um levantamento de FPGAs disponíveis no mercado brasileiro. A Tabela 4.6 mostra uma pesquisa comparativa de projetos propostos no *SpaceWire Conference* de 2013 e as respectivas FPGAs utilizadas. A partir desta lista de FPGAs foi levantado as FPGAs automotivas disponíveis no mercado brasileiro e que poderiam ser utilizadas em um desenvolvimento de uma interface de comunicação SpaceWire utilizando FPGA, conforme mostra a Tabela 4.7. Esta pesquisa foi realizada nos revendedores nacionais Digikey e Farnell, entre outubro de 2014 a dezembro de 2014.

Tabela 4.5: IP CORE com respectivas FPGA utilizadas.

ITEM	IP CORE	Referência	FPGA
1	<i>SpaceWire</i> UK	http://www.SpaceWire.co.uk/	GR-PCI-XC5V
3	<i>SpaceWire</i> CEA IP core	http://www.cea.fr	XILINX SPARTAN FPGA
4	NSEE IP core SpW	Núcleo de Sistemas Eletrônicos Embarcados Instituto Mauá- SP/Brasil (Jorge Luiz Nabarrete, Vanderlei Cunha Parro, Rafael Corsi Ferrão, Sergio Ribeiro Augusto)	Xilinx (Virtex-5 XC5VLX50-1FF1153)
5	<i>SpaceWire</i> Ligh	http://opencores.org/project,spacewire_light" \h	Xilinx Spartan-3 and Virtex-5 FPGA
6	PnP Innovations Synchronous <i>SpaceWire Link</i> Core	http://www.pnpinnovations.com/	Xilinx FPGAs and Actel FPGA
7	<i>SpaceWire</i> core with interface to the <i>SpaceWire</i> PHY	http://www.microsemi.com/products/fpga-soc/radtolerant-fpgas/rtax-s-sl	Microsemi RTAX FPGAs
8	Open-source <i>SpaceWire</i> /RMAP	https://galaxy.astro.isas.jaxa.jp/~yuasa/SpaceWire /	

Fonte: Autor

Tabela 4.6: Projetos apresentados no SpaceWire Conference 2013 e suas respectivas FPGAs

ITEM	ARTIGOS publicados no <i>SpaceWire</i> Conference 2013	FPGA
1	Advanced <i>SpaceWire</i> core with external clock recovery PHY and programmable protocol processing	Xilinx Spartan-3E FPGAs
2	18x <i>SpaceWire</i> Router based on the DARE 180nm Library	Actel RTAX2000SL and RT ProASIC3, Prototype in Xilinx Virtex 4
3	Tbits of data serviced by SpW	ACTEL RTAX2000
4	A Low-power <i>SpaceWire</i> Codec IP Core	Actel A3P1000
5	<i>SpaceWire backplane</i> for ground equipment	Xilinx XC6VLX75T-3FFG784
6	<i>SpaceWire</i> -HS Host Adapter – An FPGA based PCI Express Device for Versatile High-Speed Channels	Xilinx Virtex-5 (5VLX50)
7	Implementation and Interoperability Tests of <i>SpaceFibre</i>	(XILINX® Virtex®-5) (Spartan-6 FPGA Data Sheet: DC and Switching Characteristics)
8	Performance evaluations and proposal to improve next-generation <i>SpaceFibre</i> protocol	ML507 FPGA evaluation board including one Xilinx Virtex-5 FX70
9	<i>SpaceWire</i> Interoperability Characterization	Star Dundee <i>SpaceWire</i> CODEC IP: VHDL code embedded on a Virtex5 FPGA / Virtex5 FX130T
10	Fast readout CCD camera with high performance <i>SpaceWire</i> to PCI express acquisition board	VIRTEX 4 FPGA from XILINX i

Continua

Tabela 4.6: Conclusão

11	Intelligent Navigation System with <i>SpaceWire</i> for Asteroid Sample Return Mission HAYABUSA2	ACTEL RTAX2000S
----	--	-----------------

Fonte: *SpaceWire Conference (2013)*.

Tabela 4.7: FPGAs automotivas disponíveis no mercado brasileiro.

ITEM	FPGA	Descrição
1	EP3C5E144I7N	FPGA, 5136 CLBS, 472.5 MHz, PQFP144, INDUSTRIAL
2	EP3C5E144A7N	FPGA, 5136 CLBS, PQFP144, AUTOMOTIVE
3	EP4CE15E22I8LN	CLBS, 362 MHz, PQFP144
4	EP3C120F780I7	IC FPGA 531 I/O 780FBGA, Contains lead / RoHS non-compliant

Fonte: Revendedores de componente eletrônicos Digikey e Farnell (2014).

4.3.6 Solução de barramento tipo *backplane*

Parte integrante desta proposta de rede pode ser um barramento tipo *backplane* com roteadores acoplados para acomodar a eletrônica, facilitando as especificações de desenvolvimento e a adaptação *plug-and-play* dos equipamentos.

4.3.7 Proposta de uma interface *SpaceFibre*

Um item crítico de interferência eletromagnética em foguetes é a conexão entre os estágios. As distâncias do cabo entre os estágios podem chegar a mais de 5 metros e, além disso, esses cabos são alojados na parte externa do foguete devido ao tanque de combustível ou motor. Isso aumenta o risco de acidentes com descargas atmosféricas. E uma das funções mais críticas dos veículos é o sequenciamento de eventos do foguete, pois uma falha dessa função por interferência magnética pode acionar o motor indevidamente em solo durante a fase da missão de veículo, seja no transporte ou na preparação do foguete na base de lançamento.

Para minimizar essa falha, ou interferência, pode-se incorporar ao projeto proposto uma solução de desacoplamento elétrico das interfaces através de cabos óticos com *Link SpaceWire*, ou *SpaceFibre* como é conhecido.

4.3.8 Proposta de uma interface Wifi

Uma das soluções de inovação para uma rede de comunicação é a utilização de interfaces *wireless*, ou seja, a comunicação por rádio frequência. O uso de um sistema sem fio contribuiria com os requisitos de massa e volume, e facilitaria a alocação de equipamentos. Porém, atualmente há somente alguns estudos e recomendações dessa aplicação espacial. E os critérios do segmento lançador são mais complexos que outros segmentos do setor, no que se refere à segurança e confiabilidade, o que torna o uso de rádio frequência mais restrito.

Segundo Balandina e Sheynin (2014), recentemente, a CCSDS emitiu o livro Magenta com recomendações sobre a concepção dos protocolos de baixo nível para redes sem fio nos sistemas de monitorização e controle a bordo dos sistemas espaciais. O objetivo principal é tornar possível para vários sensores (produzidos por diferentes fabricantes e com diferentes aplicativos de alto nível) entrar numa rede de topologia em estrela e ligado a um gateway. Autores descrevem CSMA-CA (*Carrier Sense Multiple Access With Collision Avoidance*, ou Acesso Múltiplo Com Verificação De Portadora Com Anulação/Prevenção de Colisão) e TDMA (*Time Division Multiple Access*, ou Acesso Múltiplo por Divisão de Tempo) como dois possíveis esquemas de transmissão. Ambos têm prós e contras, mas ênfase é feita sobre o uso de TDMA como esquema de prevenção de interferências, como o salto de frequência que é muito mais fácil de ser implementado em uma TDMA. Manter a conectividade em uma topologia de rede de malha também é facilmente implementado em TDMA. Padrões que são recomendáveis a seguir são IEEE 802.15.4-2011 e ISA100.11a-2011. Recomendações que são listadas no livro incluem restrições sobre a tecnologia sem fio, que incluem os riscos associados com a banda de frequência de rádio selecionada, o nível de potência de transmissão e localização física. Existem alguns fatores que devem ser levados em conta:

- a) a operação em ambientes explosivos;
- b) os níveis de exposição de radiofrequência além dos limites governamentais;
- c) a compatibilidade eletromagnética (EMC).

5 ESTUDO DE CASO DO SARA SUBORBITAL

Com a finalidade de verificar a eficácia do processo de migração e da solução proposta neste trabalho de uma rede de comunicação de dados, utilizou-se o projeto SARA Suborbital como um estudo de caso.

Antes de aplicar o processo de migração descrito por Klar et. al. (2008), segue o registro de um estudo sobre o desenvolvimento do projeto SARA Suborbital, apresentado na seção 4.4.1.

5.1.1 Desenvolvimento do SARA Suborbital

A estrutura mecânica do SARA Suborbital é responsável pela sustentação de todo sistema, desde a calota que protege o satélite na reentrada até os alojamentos dos equipamentos integrados no sistema.

Na Figura 4.4 podemos ver na estrutura do SARA Suborbital as principais áreas onde os equipamentos e experimentos foram alocados. De cima para baixo são elas:

- Área 1: Experimento;
- Área 2: Prato superior (Eletrônica - Rede Elétrica);
- Área 3: Prato Inferior;
- Área 4: Saia Traseira.

Figura 5.1: Estrutura do SARA Suborbital



Fonte: Acervo do autor.

Observamos na Estrutura do SARA Suborbital que o Atuador a gás frio e os Paraquedas estão alojado na Saia Traseira e que as alocações dos equipamentos eletrônicos do sistema foram distribuídas entre estas áreas disponíveis. O projeto das cablagens de comunicação, sensores e distribuição de energia foi feito de acordo com a arquitetura sistêmica e estas áreas úteis, como pode ser visto na figura 4.5.

. Figura 5.2: Projeto preliminar da Cablagem do SARA Suborbital

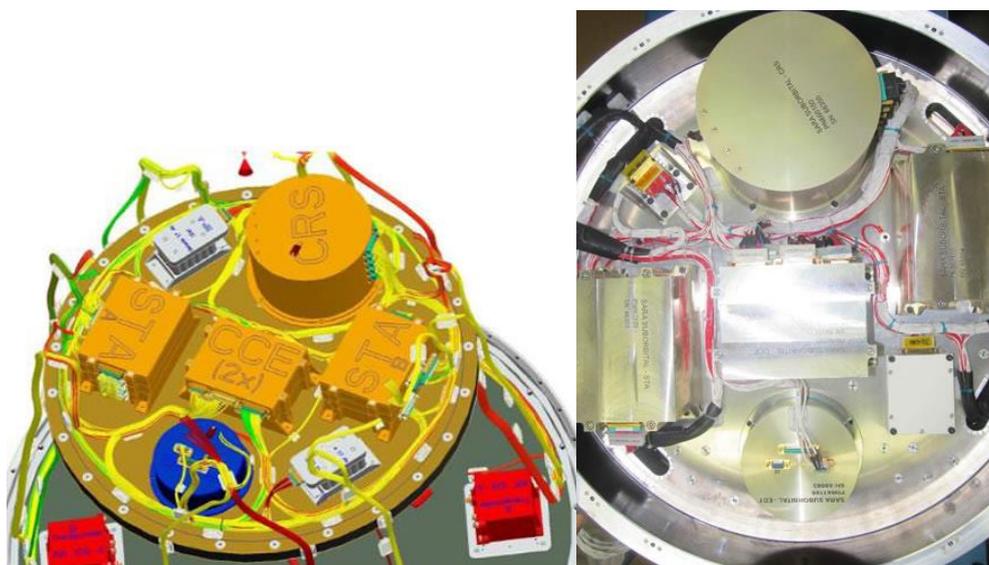


Fonte: Acervo do autor

O termo “*Protoflight*” é a junção de “*prototype*” e “*flight hardware*”, ou “protótipo” e “hardware de voo”, tal como definido pela Norma Técnica da NASA NASA-STD-7002A, e se refere a uma estratégia em que não há teste dedicado de qualificação, e toda a produção (de voo) de equipamentos é destinada para o voo. A estrutura e os equipamentos do SARA Suborbital, na sua maioria, tiveram desenvolvimento de Modelos de Engenharia (ME) e Modelos de Qualificação (MQ) antes de ser fabricado um Modelo de Voo (MV), conforme previsto na norma da ESA ECSS-E-20-01A Rev.1, *Space engineering - Multipaction design and test*. No entanto, a integração dos equipamentos na estrutura do satélite e a fabricação da cablagem tiveram características de um projeto “*Protoflight*”. O modelo do SARA Suborbital utilizado no lançamento foi único, sem reserva. Ou seja, pode-se considerar que foi fabricado somente um modelo do SARA Suborbital com sua montagem completa. Naturalmente,

houve algumas modificações consideráveis entre o projeto inicial e a versão fabricada, tanto do ponto de vista da acomodação da cablagem do SARA quanto da definição do alojamento dos equipamentos, como pode ser observado na figura 4.6. Sendo que foi constatado um alto grau de dificuldades durante o processo de integração, considerando os limites físicos da integração e itens críticos do processo de fabricação da cablagem.

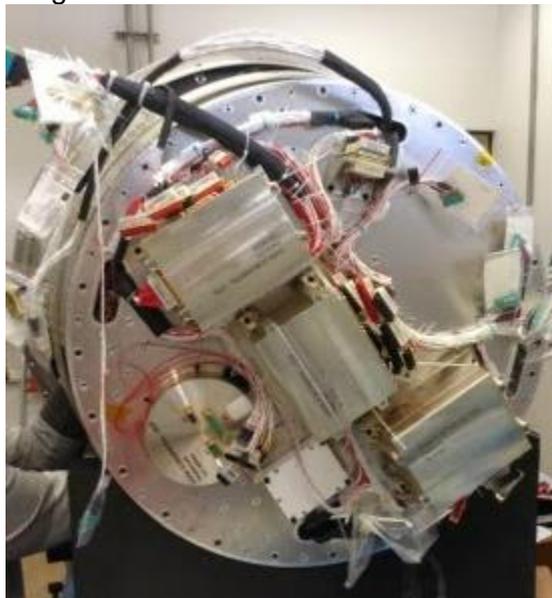
Figura 5.3: Comparação entre o projeto da cablagem com seu modelo fabricado



Fonte: Acervo do Autor.

Os três principais tipos de comunicação de dados do SARA Suborbital são: RS422, CAN e PCM 2Mbps, e todas essas interfaces geram uma cablagem de grande impacto em volume, massa e complexibilidade no produto final do satélite, como pode ser visto na Figura 4.7.

Figura 5.4: Estrutura do SARA Suborbital



Fonte: Acervo do Autor.

Além dos equipamentos embarcados que se comunicam entre si, existe a comunicação com o Banco de controle do SARA Suborbital, conforme mostra a Figura 4.8. Do ponto de vista de integração, a cablagem referente ao Banco de controle tem um maior grau de complexibilidade comparada à cablagem a bordo, devido às seguintes características:

- a) grandes distâncias entre equipamentos a bordo e os equipamentos do banco de controle. Segundo informações do IAE/DCTA, a Casa de Equipamentos e Apoio (Sala de Comando) tem uma distância de aproximadamente 90 metros da Mesa de Lançamento;
- b) a manipulação dos cabos dos sistemas eletrônicos embarcados em foguetes durante a fase de testes e a fase de integração implica risco de danificação física, seja rompendo ou colocando em curto os cabos. A quantidade de vezes é maior ainda em caso de se considerar que a cablagem do SARA fabricada tem característica de projeto “*protoflight*”, ou seja, também se considera a fase de desenvolvimento;

- c) a compatibilidade entre equipamentos herdados de outras missões é um requisito recorrente para o reaproveitamento de equipamentos utilizados em solo em missões anteriores, seja para o lançamento ou para apoio.

Figura 5.5: SARA Suborbital com Banco de Controle em ensaio dinâmico



Fonte: Acervo do Autor.

5.1.2 Migração das interfaces do SARA Suborbital

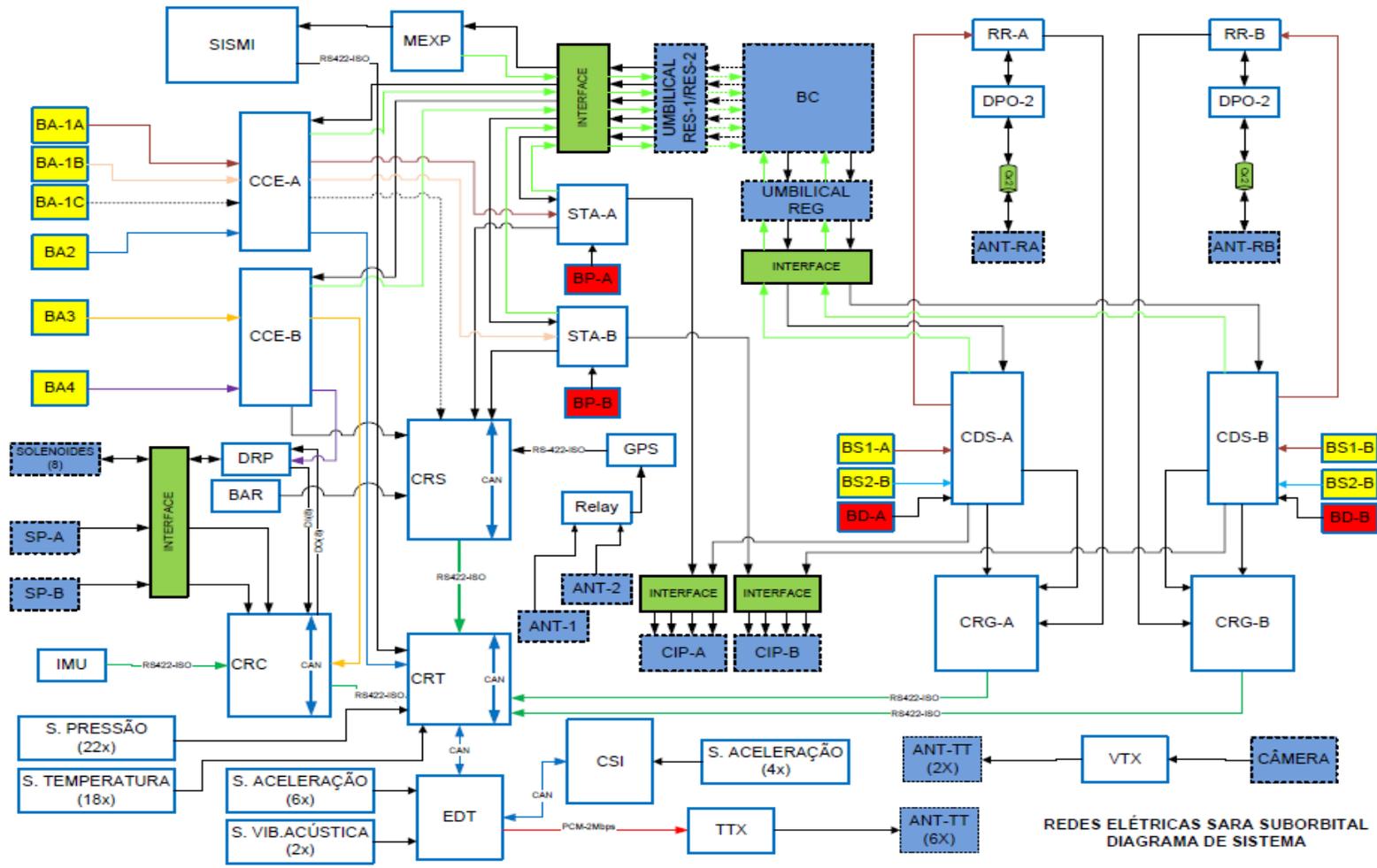
O estudo da migração das interfaces do SARA Suborbital para interfaces *SpaceWire* foi realizada com base no processo de migração de Klar et. al. (2008).

5.1.2.1 Identificação dos requisitos do SARA Suborbital

Os requisitos funcionais do Sistema SARA Suborbital estão representados nas suas quatro redes elétricas: Rede Elétrica de Serviço (RES), Rede Elétrica de Controle (REC), Rede Elétrica de Telemidas (RET) e Rede Elétrica de Segurança (REG), adicionando os sistemas do Banco de Controle e da Carga Útil (Experimentos).

Utilizando o Diagrama de Sistema das Redes Eléctricas do SARA Suborbital mostrado na Figura 4.9 pode-se identificar os produtores e consumidores de dados do SARA Suborbital para cada uma das redes.

Figura 5.6: Diagrama de Sistema das Redes Elétricas do SARA Suborbital



Fonte: Acervo do autor

Contemplando o primeiro passo do processo de Klar et. al. (2008), verifica-se que as Redes Elétricas de Serviço do Sistema SARA Suborbital são compostas pelos seguintes equipamentos e suas específicas funções:

- a) CRS (Computador da Rede de Serviço): computador responsável pelo monitoramento dos eventos discretos e dos parâmetros de tensão e corrente das baterias da RES, controle das antenas de GPS e controle de acionamento do sistema de recuperação do SARA.
- b) CCE (Circuito de Comando e Distribuição de Energia): responsável pela comutação de energia primária (externa ou baterias) e pelo condicionamento das baterias funcionais do SARA.
- c) STA (Circuito de Segurança, Temporização e Atuação dos Pirotécnicos): Eletrônica responsável pelos sinais de comandos para atuação dos eventos em voo, tais como separação de estágios, ignição de propulsores auxiliares, eventos elétricos, assim como garantir a segurança para evitar atuação intempestiva dos eventos;
- d) BA (Bateria): Armazenamento de potência para alimentação elétrica.
- e) CIP (Conectores de Interface Pirotécnica): Sistema de proteção para as interfaces pirotécnicas.
- f) BAROS (Sensores Barométricos): sensores para monitoramento da pressão atmosférica;
- g) GPS (*Global Positioning System*): Sistema de posicionamento global;

A Redes Elétricas de Controle do Sistema SARA Suborbital é composta pelos seguintes equipamentos:

- a) CRC (Computador da Rede de Controle): responsável pelo controle de estabilização e frenagem do SARA.

- b) DRP (*Driver* de Potência para Atuadores): Circuito de interface elétrica com a função de comando para os atuadores pirotécnicos;
- c) IMU (Plataforma Inercial): uma unidade de medição inercial de multi-eixos para informação de movimento do SARA Suborbital visando à realimentação do efeito dos atuadores a gás;
- d) AGF (Atuador a Gás Frio): responsável pela frenagem e estabilização de rotação (3 eixos) do SARA.

A Rede Elétrica de Telemidas do Sistema SARA Suborbital é composta pelos seguintes equipamentos:

- a) CRT (Computador da Rede de Telemidas): responsável pela aquisição dos sinais dos sensores de baixa amostragem (até 4KHz) e pela aquisição dos dados de telemetria das redes REC, RES e REG
- b) EDT (Encoder de Telemetria): responsável por condicionar os dados de todo sistema e enviar ao transmissor de dados de rádio frequência, gerando um fluxo de saída PCM (*Pulse Coded Modulation*), padrão IRIG 106-99 e codificado em RNRZ;
- c) TTX (Transmissor de Dados): Transmissor de dados de telemetria em Banda S;
- d) VTX (Transmissor de Vídeo): Transmissor de vídeo em Banda C;
- e) SENSORES (Sensores ambientais de qualificação): Sensores de Pressão, Temperatura, Acústica e Aceleração;
- f) CÂMERA (Câmera de Vídeo): Câmera de vídeo para imagens externas;
- g) CSI (Condicionador de Sinais): responsável pela aquisição dos sinais dos sensores de alta amostragem (acima de 8KHz).

A Rede Elétrica de Segurança do Sistema SARA Suborbital é composta pelos seguintes equipamentos:

- a) CRG (Computador da Rede de Segurança): computador responsável pelo monitoramento dos eventos discretos e dos parâmetros de tensão e corrente das baterias da REG.
- b) CDS (Caixa de Segurança): responsável por comutação de energia dos equipamentos da REG, pela armação da bateria de piro e pela armação do sistema de terminação de voo.
- c) RR (Respondedor Radar): *Transponder* responsável pelo *tracking* do veículo
- d) FTR (*Flyght Termination Receiver*): responsável pelo recebimento de telecomandos e pelo comando de terminação de voo do veículo.

Sistemas complementares ao Sistema SARA Suborbital:

- a) BC (Banco de Controle): Sistema de controle e teste dos equipamentos das redes REC, RES, RET e REG, condicionamento de baterias e simulação de "*lift off*".
- b) Módulo de Recuperação: Sistema de paraquedas para a reentrada orbital do SARA Suborbital e sistema de localização no mar após o pouso.
- c) MEXP (Módulo Experimentação): Sistema de controle de energia e interface de comunicação de dados dos Experimentos embarcados.
- d) EXPERIMENTOS: Experimentos embarcados como carga útil.

5.1.2.2 Conexões do SARA Suborbital

O segundo passo do processo de Klar et. al. (2008) é avaliar as taxas de transmissão. O SARA Suborbital contém três tipos de interface de comunicação de dados, cada uma com sua velocidade nominal de transmissão de dados. São elas:

- RS422 com protocolo proprietário com pacotes de 8 a 54 bytes, utilizado para comunicação entre os computadores. Com velocidade de 15200Kbps;
- CAN entre o computador da CRT e o EDT. Com velocidade de 500Kbps a 1Mbps;
- RS422 com protocolo PCM utilizado para transmissão dos dados via Rádio Frequência para os receptores em solo. O quadro telemétrico é formado por 8 bits para cada palavra com 88 linhas e 17 colunas, resultando em 1.496 Bytes. Com velocidade de 2Mbps.

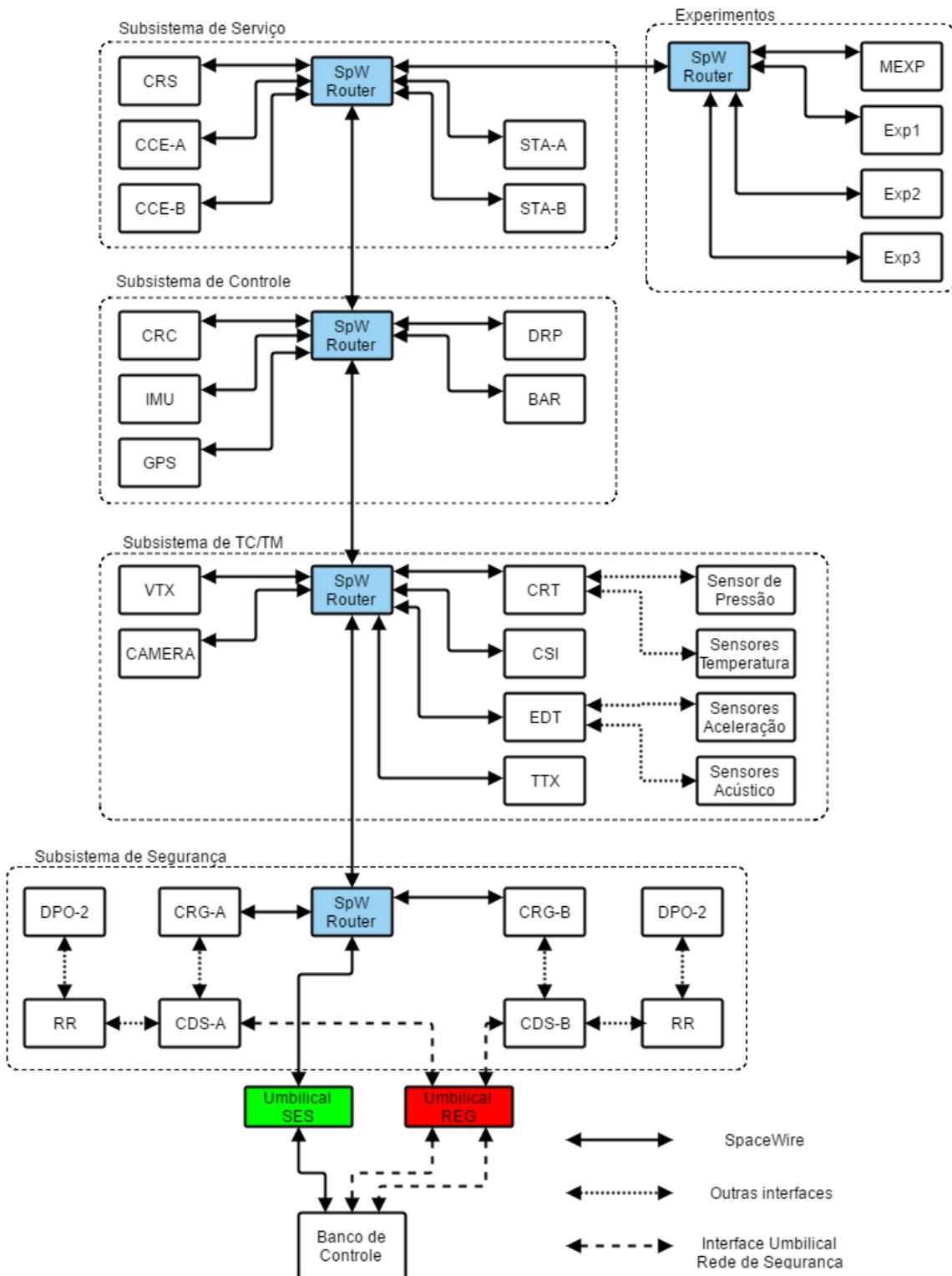
5.1.2.3 Projeto da rede de comunicação de dados do SARA Suborbital

Concluindo o processo de Klar et. al. (2008), substituindo as interfaces CAN e RS422 existentes na arquitetura elétrica do Sistema das Redes Elétricas do SARA Suborbital, mostrado anteriormente na Figura 4.9, por interfaces *SpaceWire*, tem-se a arquitetura, representada no diagrama do SARA Suborbital com interfaces *SpaceWire* na Figura 4.10:

A nova arquitetura da Figura 4.10 tem a representação dos subsistemas do SARA Suborbital conectadas por um roteador *SpaceWire*. Comparando com a arquitetura anterior da Figura 4.9, pode-se observar que ela é mais simples de ser avaliada por ser estruturada de forma modular.

O subsistema de TC/TM contém interfaces específicas com sensores que não podem ser implementados com protocolo *SpaceWire*.

Figura 5.7: Diagrama do SARA Suborbital com Interfaces SpaceWire



Fonte: Autor.

No Subsistema de Segurança, o protocolo *SpaceWire* pode ser implementado somente na interface do Computador CRG, pois as conexões das funções da rede de segurança devem atender aos requisitos do regulamento técnico para veículos lançadores da AEB analisado na sessão 4.1.4. Entre os requisitos e fatores que inviabilizam o uso do *SpaceWire* para a Rede de segurança destacam-se:

- a) os **dispositivos de desativação**, que devem ficar à disposição do Operador da Segurança do Centro, contém conexões e sinais com tensões e correntes específicas para as funções de segurança, que são incompatíveis com o protocolo *SpaceWire* ;
- b) as especificações de **dependabilidade** e os objetivos da segurança são incompatíveis com a atual especificação da estrutura de rede elétrica do sistema;
- c) o protocolo *SpaceWire* **não prevê o projeto de conexões exclusivas** para os conectores de circuitos elétricos, ou seja, não são polarizados;
- d) o protocolo *SpaceWire* é **incompatível com os circuitos pirotécnicos** que contêm sinais analógicos específicos de corrente e tensão;
- e) a função de neutralização dos estágios deve ser implementada com independência das outras funções, ou seja, o subsistema de Segurança deve ter suas interfaces dedicadas e específicas. O protocolo *SpaceWire* permite que os dispositivos de segurança sejam independentes entre si, porém os dispositivos de neutralização deverão ter um projeto dedicado e adaptado.

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

6.1 Conclusão

Este trabalho de dissertação apresentou uma síntese sobre a arquitetura de sistemas de controle, com ênfase na rede comunicação de dados e nas interfaces mais utilizadas no setor aeroespacial, em especial o segmento lançador. A base deste trabalho foram os projetos de veículos de sondagem, veículos lançadores de satélites de pequeno porte e tecnologias associadas desenvolvidas ao longo da história do Instituto Aeronáutica e Espaço do DCTA.

Também foi apresentado um estudo dos requisitos funcionais, ambientais e de segurança para o segmento lançador, com o objetivo de aplicar a visão de quanto e como estes requisitos, critérios e peculiaridades impactam a definição da rede de comunicação de dados.

O foco deste trabalho foi propor uma nova concepção de rede de comunicação de dados aplicada no segmento lançador baseada em um protocolo mais atual. Para esse desafio foi utilizado o protocolo *SpaceWire*, uma interface referenciada pela CCSDS e que tem evoluído nos últimos 13 anos. Estudos desse protocolo são encontrados em artigos publicados na conferência internacional sobre *SpaceWire*, a “*SpaceWire Conference*” que teve sua décima quarta edição em 2015, com participação expressiva de pesquisadores das maiores agências aeroespaciais NASA, ESA e JAXA

A seguir serão ressaltadas as vantagens mais relevantes dessa implementação no contexto das considerações finais:

- a) a arquitetura com modularidade traz maior dinamismo na alocação das caixas dos equipamentos eletrônicos nas baias, facilitando a integração dos subsistemas;
- b) ao se definir um protocolo de alto desempenho amplamente utilizado, facilita-se a substituição de equipamentos de um sistema, seja pela

questão de ser um componente COTS ou pela facilidade de implementação de novas funções no sistema;

- c) o protocolo *SpaceWire* utiliza tecnologia LVDS, que proporciona alta velocidade de interconexão com baixa tensão, normalmente com uma taxa de comunicação de 100 MHz, podendo chegar a 400 MHz. O que atende à maioria das necessidades dos subsistemas de controle e de transmissão de dados;
- d) o protocolo *SpaceWire* também tem alta performance no quesito IEM/IMC, uma das questões mais importantes para o requisito segurança. Interferências eletromagnéticas causam eventos intempestivos, um item crítico de nível 1 para sistemas com cargas explosivas.

Desta forma, o protocolo *SpaceWire* no segmento lançador se mostrou uma solução de possível aplicação do ponto de vista da rede de comunicação de dados, com exceção do subsistema de segurança. As funções da rede de segurança devem atender aos requisitos do regulamento técnico para veículos lançadores descritos pela Agencia Espacial Brasileira descrito na sessão 4.1.4. E algumas características do padrão *SpaceWire* não atendem a alguns requisitos ou fatores de segurança específicos para veículos lançadores, como: dispositivos físicos de desativação, conexões polarizadas, sinais pirotécnicos e adaptação de dispositivos de neutralização.

Pode-se considerar que a solução apresentada é inovadora para o segmento lançador e que se obteve ganhos efetivos na performance do projeto da rede elétrica para veículo lançadores, porém vale ressaltar que para a implementação de uma interface *SpaceWire* no contexto nacional, são necessários altos investimentos de tempo, conhecimento, recurso financeiro, recurso humano e estrutura. Isso porque será necessário o desenvolvimento de novos equipamentos ou um esforço de migração dos equipamentos herdados dos veículos lançadores de satélites já desenvolvidos no Brasil.

Os requisitos ambientais e os requisitos de segurança para sistemas eletrônicos embarcados em um lançador de satélites de pequeno porte não permitiram a implementação em todas as interfaces de comunicação da nova arquitetura baseada no protocolo *SpaceWire*, como pôde ser observado na Figura 4.10.

Este trabalho de dissertação contém um levantamento das IP CORE *SpaceWire* disponíveis na internet e um estudo das FPGAs utilizadas pelos projetos divulgados nos *SpaceWire Conference*. Esse conhecimento pode servir de apoio e referência para a implementação e testes de uma interface física com o protocolo *SpaceWire*. A indisponibilidade de mais tempo para o desenvolvimento, de recursos financeiros para aquisição de equipamentos e de uma melhor infraestrutura foram fatores que inviabilizaram, neste trabalho, a implementação física da interface com o protocolo *SpaceWire*.

Foi definida uma rede de comunicação de dados para um lançador de satélites de pequeno porte utilizando como base o protocolo *SpaceWire*, e os resultados das análises dos problemas e desafios técnicos da implementação desta proposta de rede de comunicação de dados e de soluções poderão servir de apoio para novas pesquisas e desenvolvimentos do setor espacial.

6.2 Proposta de trabalhos futuros

As seguintes sugestões de tópicos para trabalhos futuros são apresentadas como expressão dos principais temas de conhecimento, identificados pelo autor, a serem aprofundadas na evolução das pesquisas e conhecimento aplicados ao setor aeroespacial:

- a) desenvolvimento de um projeto eletrônico com solução modular utilizando conceitos de *Backplane* e isolamento ótico que utilize o protocolo *SpaceWire* ;
- b) implementação de um dispositivo *SpaceWire* com plataforma FPGA para uso em foguetes espaciais;
- c) modelagem de gerenciadores de rede de sistemas modulares para veículos espaciais;
- d) ensaios ambientais para um modelo de interface de rede de comunicação de dados baseado no protocolo *SpaceWire* ;
- e) estudo de implementação de uma rede *Wifi* associada ao protocolo *SpaceWire* para uma arquitetura de comunicação de dados para sistemas espaciais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012 - 2021**. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, 2012. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/wp-content/uploads/2013/01/PNAE-Portugues.pdf>> Acesso em: 18/02/2015.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **REGULAMENTO TÉCNICO DE SEGURANÇA PARA VEÍCULO LANÇADOR**. Publicado em 26/09/2012; Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/institucional/legislacao/regulamentos-e-licencas/>> Acesso em 13 abr. 2016.

BALANDINA, E.; SHEYNIN, Y. Protocol design for wireless extension of embedded networks: overview of requirements and challenges. In: INTERNATIONAL SPACEWIRE CONFERENCE, 6., 2014, Athens. **Proceedings...** Dundee: University of Dundee, 2014.

CARDOSO JR, M. M.; FIDELIS, L.O.; GONÇALVES, T. J. M.; BELDERRAIN, M. C. N. **Estruturação do problema: gerenciamento de riscos do Veículo Lançador de Satélite. INGEPRO – Inovação, Gestão e Produção**, v. 3, n. 1, 2011. ISSN 1984-6193. Disponível em: <http://www.ingepro.com.br/Publ_2011/Jan/Artigo%20330%20pg%2043-55.pdf>. Acesso em: 18/02/2015.

CARDOSO, R. M.. **Análise de gestão de projetos em parcerias de inovação tecnológica aeroespacial: o caso do desenvolvimento de redes elétricas de foguetes de sondagem com instrumentação de plataforma espacial de microgravidade**. 2007. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, 2007.

CONSULTATIVE COMMITTEE FOR SPACE DATA SYSTEMS (CCSDS) **CCSDS 850.0-G-2 Green book**, site, 2013. <<http://public.ccsds.org/publications/SOIS.aspx>> Acessado em 18/02/2015.

COETZEE, J. P. **Experiences with a SpaceWire backplane connector**. In: INTERNATIONAL SPACEWIRE CONFERENCE, 6., 2014, Athens. **Proceedings...** Dundee: University of Dundee, 2014.

_____ The draft ECSS *SpaceWire* backplane standard. In: *INTERNATIONAL SPACEWIRE CONFERENCE*, 6., 2014, Athens. **Proceedings...** Duandee: University of Dundee, 2014.

DAITX, H; Kienitz K. H. Desenvolvimento de algoritmo de controle para o Veículo Lançador de Microssatélites (VLM). In: CONGRESSO BRASILEIRO DE AUTOMÁTICA, 20., 2014, Belo Horizonte, MG, de 20a 24 de Setembro de 2014. **Anais Eletrônicos...** Disponível em <<http://www.swge.inf.br/CBA2014/anais/PDF/1569935195.pdf>> Acesso em 09 set. 2016.

DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL / INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO. **DCTA/IAE**. Site: <http://www.iae.cta.br/site/page/view/pt.projetos.html> (Acessado pela última vez em 09/04/2016).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS-E-20-01A Rev.1** - space engineering - multipaction design and test, 2013.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS-E-ST-50-51**- ECSS *SpaceWire* standard, space engineering - *SpaceWire* protocol identification. Vienna, 2010.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS-E-ST-50-12C** - space engineering *SPACEWIRE* – links, nodes, routers and networks. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 2008.,. Disponível em <http://www.ecss.nl/forums/ecss/_templates/default.htm?target=http://www.ecss.nl/forums/ecss/dispatch.cgi/standards/docprofile/100302/d20060808084754/no/t100302.htm> Acesso em: 18/02/2015.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA) site, *SpaceWire* Standard, 2015. <<http://www.SpaceWire.esa.int/content/Standard/Standard.php>>. Acessado em 18/02/2015.

FERRÃO, R. C.; RIBEIRO, A. S. **Desenvolvimento de um módulo de comunicação *SpaceWire* usando plataforma LEON** - simulador de dados para satélite PLATO. São Paulo: Universidade de MAUA, 2012.

FERREIRA, M. J. B. Documento setorial: aeroespacial & defesa. In: ALBUQUERQUE, E. (ed.). **Projeto perspectivas do investimento no Brasil**. Economia do conhecimento sistema produtivo: baseados em ciência coordenação. Relatório do Instituto de Economia da UFRJ, do Instituto de Economia da UNICAMP, 2009.

FINCO, S. **Projeto CITAR circuitos integrados tolerantes à radiação**. 2010. Disponível em:
<http://www.ieav.cta.br/peice2010/Apresentacoes_PEICE%202010_pdf/2010-11-29/0102-Saulo.pdf> Acesso em: 18/02/2015.

HIHARA, et al. Service oriented integration of *SpaceWire* and conventional protocols with reference to SOIS. In: INTERNATIONAL SPACEWIRE CONFERENCE, 6., 2014, Athens. **Proceedings...** Dundee: University of Dundee, 2014.

INSTITUTE OF ELECTRICAL AND ELECTRONICS ENGINEERS (IEEE). **IEEE1596.3**. IEEE standard for Low-Voltage Differential Signals (LVDS) for Scalable Coherent Interface (SCI). USA, 1996.

INSTITUTE OF ELECTRICAL AND ELECTRONICS ENGINEERS (IEEE). **IEEE Standard 1355-1995, IEC 14575, or ISO 14575**. Data Standard for Heterogeneous Interconnect (HIC). USA, 1995.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **ISO 11898-2:2003, Controller area network (CAN) -- Part 2**, publicado em 01/12/2012.
<http://www.iso.org/iso/catalogue_detail.htm?csnumber=33423> Acessado em 18/02/2015.

KLAR, R.; MANGELS, C.; DYKES, S.; BRYSCH, M. Design considerations for adapting legacy system architectures to *SpaceWire*. INTERNATIONAL SPACEWIRE - CONFERENCE, 2008, Nara, Japan. **Proceedings...** Dundee: University of Dundee, 2008. ISBN: 978-0-9557196-1-5.

KOROBKOV, I.; SHEYNIN, Y.; LAVROVSKAYA, I.; OLENEV, V. STP-ISS transport protocol for spacecraft on-board networks. In: INTERNATIONAL SPACEWIRE CONFERENCE 2014,6., 2014, Athens. **Proceedings...** Dundee: University of Dundee, 2014.

LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. **Space mission analysis and design**. 3. ed. Space Technology Library, 2005. 353p.

LUSTOSA, H. D. **Influência de tipos de barramentos e de suas características de alto nível em sistemas de controle por rede**. 2009. 245 p. (INPE-15781-TDI/1524). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/34RQSJ2>>. Acesso em: 13 abr. 2016.

MONSERRAT FILHO, J. A trágica lição de Alcântara. **Ciência Hoje**, Rio de Janeiro, v.33, n.198, p.38-41, out. 2003.

OGAWA, T.; ITOH, O. system outline of small standard bus and ASNARO spacecraft. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 23., London. 2009. **Proceedings...** AIAA/USU, 2009.

ÖST, M. **Simulation of safety critical networks**. 2004, f30. Dissertação (Mestrado em Sinais, Sensores e Sistemas) - Royal Institute of Technology (KTH), Stockholm, Sweden, 2004.

PARKES, S.; MCCLEMENTS, C.; MCLAREN, D.; MARTINEZ, A. M. *SpaceFibre* implementation, test and validation. In: INTERNATIONAL SPACEWIRE CONFERENCE, 6., 2014, Athens. **Proceedings...** Duandee: University of Dundee, 2014.

ROLLEMBERG, R. **Política espacial brasileira** - parte I. Brasília: Câmara dos Deputados, 2010. 23-24p Disponível em: <<http://bd.camara.gov.br/bd/handle/bdcamara/4604>> Acessado em 18/02/2015.

SPACECRAFT ONBOARD INTERFACE SERVICES (SOIS), site, 2015. <<http://public.ccsds.org/publications/SOIS.aspx>> Acessado em 18/02/2015.

TRIVELATO, G. C. **Protocolos de redes para ambientes de simulação distribuída**. São José dos Campos: INPE, 2003. 27 p. (INPE-9663-NTC/356). Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/jeferson/2003/07.08.08.39>>. Acesso em: 22 jun. 2016.

VILLAS BÔAS, D. J. F. **O Veículo Lançador de Satélites - VLS-1**. São José dos Campos: DCTA.IAE, 2005.

WERTZ, J. R.; EVERETT, D. F.; PUSCHELL, J. J. **Space mission engineering: the new SMAD**. Springer Microcosm Press, 2011. 1033p. 978-1881883159.

WIELANDT, S.; OTTOY, G.; GOEMAERE, J-P.; STEVENS, N.; DE STRYCKER, L. Integration of a CAN bus in an onboard computer for space applications. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON DEVELOPMENT AND APPLICATION SYSTEMS, 11., 2012, Suceava, Romania. **Abstrac book...** Suceava: IEEE, 2012.