

CENTRO UNIVERSITÁRIO FEI

BRUNO AUGUSTO CASU PEREIRA DE SOUSA

BRUNO DUARTE DOS SANTOS

RODRIGO YUDJI KATAGIRI DE OLIVEIRA

VICTOR GARCIA PALACIOS

**PROTÓTIPO DE NANO SATÉLITE BASEADO NA ARQUITETURA CUBESAT
PARA RADIOPARTECIPACIÓN**

São Bernardo do Campo

2020

BRUNO AUGUSTO CASU PEREIRA DE SOUSA
BRUNO DUARTE DOS SANTOS
RODRIGO YUDJI KATAGIRI DE OLIVEIRA
VICTOR GARCIA PALACIOS

**PROTÓTIPO DE NANO SATÉLITE BASEADO NA ARQUITETURA CUBESAT
PARA RADIOPARCOMUNICAÇÃO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
ao Centro Universitário FEI, como parte dos
requisitos necessários para obtenção do título
de Bacharel em Engenharia Elétrica. Orientado
pelo Prof. Pedro Luiz Benko.

São Bernardo do Campo
2020

PROTÓTIPO DE NANO SATÉLITE BASEADO NA ARQUITETURA
CUBESAT PARA RADIOCOMUNICAÇÃO / Bruno Augusto Casu
Pereira de Sousa...[et al.]. São Bernardo do Campo, 2020.

163 p. : il.

Trabalho de Conclusão de Curso - Centro Universitário FEI.
Orientador: Prof. Dr. Pedro Luiz Benko.

1. Nano satélite. 2. Radiocomunicação. 3. Autonomia. 4. Baixo Custo.
5. Protótipo. I. Casu Pereira de Sousa, Bruno Augusto. II. Duarte dos
Santos, Bruno. III. Yudji Katagiri de Oliveira, Rodrigo. IV. Garcia
Palacios, Victor. V. Benko, Pedro Luiz, orient. VI. Título.

BRUNO AUGUSTO CASU PEREIRA DE SOUSA
BRUNO DUARTE DOS SANTOS
RODRIGO YUDJI KATAGIRI DE OLIVEIRA
VICTOR GARCIA PALACIOS

**PROTÓTIPO DE NANO SATÉLITE BASEADO NA ARQUITETURA CUBESAT
PARA RADIOPROGRAMAÇÃO**

Trabalho de Conclusão de Curso, apresentado
ao Centro Universitário FEI, como parte dos
requisitos necessários para obtenção do título
de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Comissão julgadora

Orientador e presidente

Examinador (1)

Examinador (2)

São Bernardo do Campo
2020

Dedicado aos nossos professores e colegas da engenharia elétrica, e a todos os familiares que nos apoiaram nessa jornada.

AGRADECIMENTOS

A todos os professores e auxiliares do departamento de engenharia elétrica do Centro Universitário FEI, pela dedicação e paciência em nosso aprendizado, em especial ao Prof. Dr. Renato Giacomini pelo seu empenho em nos proporcionar um curso de excelência, e pelo incentivo na proposta do projeto de conclusão.

Ao Prof. Dr. Pedro Benko pela orientação no desenvolvimento do projeto e auxílio nas etapas mais críticas.

Aos nossos amigos e família que incentivaram e apoiaram nossos estudos, acompanhando nossa evolução ao longo desses anos.

Aos colegas do SPRACE, Luigi Calligaris e André Cascadan, pela disponibilização de sua infraestrutura e grande auxílio nas etapas da produção do protótipo e testes, sendo inclusive os precursores da proposta inicial do projeto.

“Remember to look up at the stars and not down at your feet. Try to make sense of what you see and wonder about what makes the universe exist. Be curious. And however difficult life may seem, there is always something you can do and succeed at. It matters that you don't just give up.”

Stephen Hawking

RESUMO

Uma das áreas mais afetadas pelo avanço das tecnologias de telecomunicações foi a aeroespacial, de forma que os projetos de satélites modernos têm um poder computacional muito superior em relação aos que foram lançados nas últimas décadas, mas com a vantagem de serem muito menores e mais baratos. Em vista dessas características a agência espacial americana (NASA) criou um padrão para uma classe de satélites de pequeno porte, definido como CubeSat, permitindo que diversos pesquisadores e instituições de ensino pudessem desenvolver seus próprios dispositivos, incentivando os estudos e inovação na área aeroespacial. Com isso em mente, o objetivo do projeto é estudar e implementar a arquitetura CubeSat no desenvolvimento de um protótipo de nano satélite, designado como Low Cost CubeSat Prototype (LCP). Devido à complexidade e os custos envolvidos na produção e lançamento de nano satélites, o protótipo será baseado em componentes comerciais e estruturas mecânicas adaptadas. Como resultado, será apresentado um sistema independente com um módulo de comunicação em radiofrequência, permitindo o controle do satélite e monitoramento dos dispositivos de telemetria por um conjunto de computadores remotos. Também serão realizados testes para definir e avaliar os indicadores de performance obtidos na comunicação do LCP, e compará-los à um modelo de CubeSat.

Palavras-chave: Nano satélite. Radiocomunicação. Autonomia. Baixo Custo. Plataforma. Protótipo.

ABSTRACT

One of the most affected areas with the advance of telecommunications technology was the aerospace, in a way that the modern satellite projects have a superior computational power when compared with the ones launched in the last decades, but with the advantage of being much smaller and cheaper. With these characteristics in mind, the American national space agency (NASA) presented a standard for a class of small satellites, called CubeSat, allowing researchers and many academic institutions to develop their own devices, incentivizing the studies and innovations in the aerospace field. The main goal of this project is then study and implement the CubeSat architecture developing a nanosatellite prototype, called Low Cost CubeSat Prototype (LCP). Due to the high complexity and the costs involved in the production and launching of nanosatellites, the design of the prototype will be based in commercial modules and customized mechanical structures. As a result, it will be presented an independent system with a radiofrequency communication module, allowing the control of the satellite and monitoring of the telemetry devices, made by a set of remote computers. Performance tests will also be performed to evaluate the achieved communications parameters and compare them to a CubeSat model.

Keywords: Nanosatellite. Radiocommunication. Autonomy. Low Cost. Platform. Prototype.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Exemplo de arquitetura linear de computação no sistema CubeSat	27
Figura 2 – Diagrama dos subsistemas presentes no LCP	28
Figura 3 – Esquema da distribuição dos componentes e subsistemas na arquitetura do LCP .	29
Figura 4 – Diagrama de blocos do sistema de comunicação de Downlink entre um satélite e a estação terrena	30
Figura 5 – Diagrama de blocos de um codificador de canal, com elementos para modulação em fase.....	31
Figura 6 – Exemplo de transmissor com codificador de linha Manchester aliado a um modulador BPSK e a reprodução dos sinais no tempo.....	32
Figura 7 – Comportamento dos sinais do transmissor da Figura 6 no domínio da frequência	32
Figura 8 – Diagrama de blocos de um transceiver LTE utilizando um transmissor polar	34
Figura 9 – Diagrama de blocos do segmento de RF do SX1276 para HF.....	35
Figura 10 – Diagrama de blocos do modem FSK implementado no módulo de comunicação	37
Figura 11 – Espectro do sinal FSK modulado.....	38
Figura 12 – Formato do pacote do rádio SX1276, implementado no LCP	38
Figura 13 – Divisões do Information frame e Supervisory frame do protocolo AX.25 adaptado no LCP.....	40
Figura 14 – Divisões do byte SSID no frame do protocolo AX.25.....	41
Figura 15 – Exemplo de endereçamento no protocolo AX.25	42
Figura 16 – Divisões do byte Control nos frames do protocolo AX.25	43
Figura 17 – Exemplo de sequência de mensagens trocadas utilizando a numeração definida no protocolo de comunicação do LCP	43
Figura 18 – Exemplo de um S frame do protocolo de comunicação do LCP	45
Figura 19 – Exemplo de I frame do protocolo AX.25 adaptado ao contexto do LCP	46
Figura 20 – Dipolo meia-onda.....	48
Figura 21 – Patch antena retangular	48
Figura 22 – Antena helicoidal	49
Figura 23 – Conversor ADC integrado de 12 canais.....	51
Figura 24 – Quantização em 10 bits	51
Figura 25 – Circuito divisor de tensão.....	52
Figura 26 – Amplificador de diferenças como monitor de corrente de consumo	54
Figura 27 – Diagrama de blocos do módulo BMP280	56
Figura 28 – Amostragem de temperatura, sensores NTC.....	57

Figura 29 – Relação de propagação de onda eletromagnética no espaço livre	58
Figura 30 – Circuito analógico para amostragem de luminosidade	59
Figura 31 – Órbita geoestacionária.....	60
Figura 32 – Diagrama de blocos do receptor de GPS, NEO-6M	61
Figura 33 – Ilustração do satélite Vanguard I.....	62
Figura 34 – Composição das camadas de uma célula solar.....	64
Figura 35 – Placa solar usada no desenvolvimento do LCP.....	65
Figura 36 – Representação de aquecedores baseados em resistências elétricas.....	69
Figura 37 – Mantas MLI.....	69
Figura 38 – Exemplo da estrutura de um computador de bordo implementado na arquitetura CubeSat.....	70
Figura 39 – Sistema de controle redundante	72
Figura 40 – Diagrama de blocos simplificado do MCU RL78 com 64 pinos	74
Figura 41 – Diagrama de conexões do barramento SPI entre o controlador central e o módulo de comunicação no contexto do LCP	76
Figura 42 – Representação no tempo da transmissão de sinais no barramento SPI.....	77
Figura 43 – Estados básicos da operação do software de voo implementado no LCP.....	78
Figura 44 – Transições internas do estado gerenciador de mensagens da FSM do software de voo	80
Figura 45 – Esquema das camadas do sistema de comunicação implementado no LCP	81
Figura 46 – Formatação das mensagens no software de voo integrado com o subsistema de comunicação	82
Figura 47 – RaspberryPi Zero W.....	83
Figura 48 – Estrutura mecânica do LCP	86
Figura 49 – Vista da face superior do LCP (medidas em mm)	86
Figura 50 – Estrutura lateral superior de fixação (medidas em mm)	87
Figura 51 – Vista da peça lateral da estrutura com o botão de acionamento (medidas em mm)	88
Figura 52 – Vista das peças laterais do cubo sem o botão de acionamento (medidas em mm)	88
Figura 53 – Vista da peça que compõe a base inferior do LCP (medidas em mm)	89
Figura 54 – Subsistema de alimentação do LCP	90
Figura 55 – Concepção do circuito de seleção	91
Figura 56 – Comportamento do transistor TBJ	92
Figura 57 – Circuito de prova de conceito	92

Figura 58 – Comportamento das saídas do circuito de prova de conceito	93
Figura 59 – Análise de comportamento do circuito de troca de baterias	94
Figura 60 – Comportamento das saídas do sistema de baterias principal e secundário	95
Figura 61 – Saída estável do circuito de troca de baterias.....	95
Figura 62 – Amplificador de diferenças como monitor de corrente	96
Figura 63 – Leitura estabilizada da corrente na forma de tensão	97
Figura 64 – Top copper (esquerda) e Top silkscreen (direita) da PCB de potência.....	99
Figura 65 – Bottom copper (esquera) e Bottom silkscreen (direita) da PCB de potência.....	99
Figura 66 – Diagrama de conexões do circuito integrado com a placa Sunny Buddy	100
Figura 67 – Ports de acesso da placa de potência.....	101
Figura 68 – Circuito de proteção da placa de potência.....	101
Figura 69 – Placa de potência do LCP	102
Figura 70 – Conversões ADC sequenciais	103
Figura 71 – Circuitos analógicos	104
Figura 72 – Circuitos digitais	104
Figura 73 – Circuitos de radiofrequência	105
Figura 74 – Top copper (esquerda) e Top silkscreen (direita) da PCB principal	108
Figura 75 – Bottom copper (esquerda) e Bottom silkscreen (direita) da PCB principal.....	108
Figura 76 – Placa principal do LCP	109
Figura 77 – Parâmetros de microstrip para o módulo GPS	110
Figura 78 – Parâmetros de microstrip para o módulo LoRa.....	110
Figura 79 – Projeto PCB, casamento de impedâncias das linhas de transmissão	111
Figura 80 – Placa PCB principal, linhas de transmissão	111
Figura 81 – DIP switches para seleção de MCU e conector de programação J8	112
Figura 82 – Setup para programação externa	112
Figura 83 – Verificação da memória flash, pré-programação	113
Figura 84 – Download e live debugging	114
Figura 85 – Verificação da memória flash, pós-programação.....	114
Figura 86 – Top copper	117
Figura 87 – Bottom copper.....	117
Figura 88 – Top silkscreen	117
Figura 89 – Parâmetros de microstrip para o circuito RF.....	118
Figura 90 – PCB estação terrestre	118
Figura 91 – Antena da estação terrena	120

Figura 92 – Captura de tela da interface do 4NEC2 com o diagrama de radiação vertical do dipolo curto.....	120
Figura 93 – Captura de tela da interface do 4NEC2 com o diagrama de radiação horizontal do dipolo curto.....	121
Figura 94 – Antena PCB-LESS	122
Figura 95 – Diagrama de radiação vertical da simulação da antena PCB-LESS, fornecido pelo fabricante	122
Figura 96– Diagrama de radiação vertical da simulação da antena PCB-LESS, fornecido pelo fabricante	123
Figura 97 – Diagrama no tempo dos sinais SPI no acesso aos registradores do SX1276	124
Figura 98 – Distribuição das funções do driver do rádio com a camada de abstração de hardware	125
Figura 99 – Captura de tela da interface do Applilet3, no segmento de canais seriais, para a configuração do barramento SPI	126
Figura 100 – Tempos de transição entre os modos de operação do SX1276	127
Figura 101 – Captura de tela da interface do Applilet3 com a distribuição das interrupções configuradas para o RL78.....	132
Figura 102 – Representação do comando de supervisão na interface do computador remoto	143
Figura 103 – Representação do comando Read Sensors na interface do computador remoto	144
Figura 104 – Representação do informe de falha no subsistema de alimentação do LCP gerado pelo software de voo, capturada na interface do computador remoto	145
Figura 105 – Representação da interface da estação remota no teste de envio de mensagens de texto ao LCP, e consequente resposta recebida	146
Figura 106 – Representação das mensagens recebidas pelo rádio do computador remoto com a menor intensidade obtida nos testes	147
Figura 107 – Representação de uma mensagem transmitida com taxa de bits de 19,2 kbps.	148
Figura 108 – Montagem do circuito de testes das placas solares	149
Figura 109 – Montagem do circuito de teste de carga e autonomia das baterias	150
Figura 110 – Peças do LCP separadas.....	152
Figura 111 – Vista lateral do posicionamento das placas PCB no frame.....	152
Figura 112 – Posicionamento final das placas e conexão com as laterais.....	153
Figura 113 – Montagem completa do LCP	153

Figura 114 – Montagem da estação terrena.....	154
Figura 115 – Mensagens trocadas com a montagem final do LCP e a estação terrena adaptada	155

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Organização mensal do projeto	26
Tabela 2 – Parâmetros de referência dos indicadores de performance esperados no desenvolvimento da plataforma do LCP	85
Tabela 3 – Bill Of Materials (BOM) da PCB de potência.....	97
Tabela 4 – Bill Of Material (BOM) da PCB principal	105
Tabela 5 – Bill of Materials (BOM) da PCB estação terrestre.....	115
Tabela 6 – Comparação dos parâmetros principais das antenas avaliadas.....	119
Tabela 7 – Códigos de função de rede para os comandos do protocolo de aplicação do LCP	134
Tabela 8 – Comando Read Sensors	136
Tabela 9 – Comando Device Info.....	136
Tabela 10 – Comando String Message	137
Tabela 11 – Comando Reset Radio	138
Tabela 12 – Comando Set Supervision Time	138
Tabela 13 – Comando Test LED Blink	139
Tabela 14 – Comando Change Bit Rate	139
Tabela 15 – Comando Switch Battery	140
Tabela 16 – Estimativa de consumo de corrente por dispositivo no LCP.....	150

LISTA DE SIGLAS

ADC	Analog to Digital Converter
AFSK	Audio Frequency Shift Keying
AGC	Automatic Gain Controller
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANATEL	Agência Nacional de Telecomunicações
API	Application Programming Interface
ASCII	American Standard Code for Information Interchange
BER	Bit Error Rate
BR	Bit Rate
BW	Bandwidth
CISC	Complex Instruction Set Computer
COTS	Commercial Off-The-Shelf
CPU	Central Processing Unit
CRC	Cyclic Redundancy Check
CS	Checksum
CSI	Clocked Serial Interface
CSS	Chip Select
DC	Direct Current
DDC	Digital Downconverter
DFE	Digital Front End
DSP	Digital Signal Processor
DUC	Digital Upconverter
EEPROM	Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory
FAA	Federal Aviation Agency
FEC	Forward Error Correction
FDA	Frequency Deviation
FDM	Fusion Deposition Model
FIFO	First In First Out
FSK	Frequency Shift Keying
FSL	Free Space Loss
FSM	Finite State Machine
GMSK	Gaussian Minimum Shift Keying
GPIO	General Purpose Input/Output

GPS	Global Positioning System
HAL	Hardware Abstraction Layer
HF	High Frequency
HRM	Harmonic-Rejection Mixer
IF	Intermediate Frequency
IoT	Internet of Things
ISP	In System Programming
I2C	Inter-Integrated Circuit
LAP	LCP Application Protocol
LCP	Low Cost CubeSat Prototype
LDR	Light Dependent Resistor
LEO	Low Earth Orbit
LF	Low Frequency
LNA	Low-Noise Amplifier
LNB	Low-Noise Block Downconverter
LO	Local Oscillator
LPF	Low Pass Filter
LQFP	Low-Profile Quad Flat Package
LTE	Long Term Evolution
MCU	Microcontroller Unit
MISO	Master In / Master Out
MLI	Multilayer Insulation Blankets
MOE	Medium Earth Orbit
MOS	Metal-Oxide-Semiconductor
MOSI	Master Out / Slave In
MPPT	Maximum Power Point Tracking
MTBF	Mean Time Between Failure
MTTR	Mean Time To Repair
MPL	Maximum Path Loss
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OPAL	Orbiting Picosatellite Automated Launcher
OOK	On-Off Keying
OS	Operating System
PA	Power Amplifier

P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer
PCB	Printed Circuit Board
PID	Protocol Identification
PSK	Phase Shift Keying
QPSK	Quadrature Phase Shift Keying
RAM	Random Access Memory
RF	Radio Frequency
RNR	Receiver Not Ready
RR	Receiver Ready
RSSI	Received Signal Strength Indicator
RTOS	Real Time Operating System
SAU	Serial Array Unit
SAW	Surface Acoustic Wave
SF	Spreading Factor
SI	International System of Units
SoC	System on a Chip
SPI	Serial Peripheral Interface
SSH	Secure Shell
SSID	Secondary Station Identification
TBJ	Transistor Bipolar de Junção
TTL	Transistor-Transistor Logic
UART	Universal Asynchronous Receiver/Transmitter
UHF	Ultra High Frequency
VHF	Very High Frequency
VSWR	Voltage Standing Wave Ratio

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	20
1.1 OS MINISATÉLITES	22
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	24
2.1 ARQUITETURA GERAL DO CUBESAT	24
2.2 ORGANIZAÇÃO: ORÇAMENTO, CRONOGRAMA E LANÇAMENTO	25
2.3 ARQUITETURA DO PROTÓTIPO	26
2.3.1 Subsistema de comunicação.....	29
2.3.1.1 <i>Rádio</i>	34
2.3.1.2 <i>Formato do pacote do rádio</i>	38
2.3.1.3 <i>Protocolo de comunicação AX.25</i>	39
2.3.1.4 <i>Antena</i>	47
2.3.2 Dispositivos de telemetria	50
2.3.2.1 <i>Monitor de tensão</i>	50
2.3.2.2 <i>Monitor de corrente</i>	53
2.3.2.3 <i>Sensores de temperatura</i>	55
2.3.2.4 <i>Sensores de luminosidade</i>	58
2.3.2.5 <i>Global Positioning System (GPS)</i>	60
2.3.3 Subsistema de alimentação	62
2.3.3.1 <i>Células solares</i>	62
2.3.3.2 <i>Baterias</i>	67
2.3.3.3 <i>Controle de temperatura</i>	68
2.3.4 Computador de bordo.....	70
2.3.4.1 <i>Arquitetura redundante</i>	71
2.3.4.2 <i>Controlador central</i>	73
2.3.4.3 <i>Barramento de comunicação serial SPI</i>	75
2.3.4.4 <i>Software de voo</i>	77
2.3.4.4.1 <i>Gerenciador de Mensagens</i>	79
2.4 CONFIGURAÇÃO DAS ESTAÇÕES TERRENAS	82
3 METODOLOGIA.....	84

3.1 DESENVOLVIMENTO E PRODUÇÃO DO HARDWARE MECÂNICO	85
3.2 SUBSISTEMA DE ALIMENTAÇÃO.....	90
3.2.1 Circuito de troca automática de bateria.....	90
3.2.2 PCB de potência.....	96
3.3 DESENVOLVIMENTO DA PLACA PRINCIPAL E ESQUEMA ELÉTIRCO	103
3.3.1 Ensaios de conversão ADC	103
3.3.2 PCB principal.....	104
3.3.3 Casamento de impedâncias dos módulos em radiofrequênci a	109
3.3.4 Programação da placa principal e ativação do sistema	111
3.3.5 PCB estação terrestre.....	115
3.4 HARDWARE DE RADIOFREQUÊNCIA.....	118
3.4.1 Antena para a estação terrena.....	118
3.4.2 Antena principal do LCP	121
3.5 DESENVOLVIMENTO DO SOFTWARE E ROTINAS PRINCIPAIS	123
3.5.1 Driver do Rádio	124
3.5.2 Driver do protocolo de acesso AX.25 e funções da camada de aplicação	130
3.5.3 Função da Máquina de estados	140
3.6 INTEGRAÇÃO DOS SUBSISTEMAS E TESTES	142
3.6.1 Operação do Software de voo e comunicação com a estação terrena.....	142
3.6.2 Testes das células solares, baterias e fornecimento primário de corrente	149
3.6.3 Montagem do protótipo e testes da plataforma	151
4 CONCLUSÃO.....	156
REFERÊNCIAS	158

1 INTRODUÇÃO

A corrida espacial iniciada no final da década de 1950, precisamente no dia 4 de outubro de 1957, com o lançamento do primeiro satélite artificial, o *Sputnik I*, pela então URSS – União das Repúblicas Socialistas Soviéticas, hoje Rússia, desencadeou um amplo desdobramento no terreno da geopolítica internacional. Segundo Fonseca (2019), por seis meses a esfera de aproximadamente 58,5 cm e pesando 83,6 kg orbitou a terra, cuja função básica do satélite era transmitir um sinal de rádio, um “bip”, que podia ser sintonizado por qualquer radio amador nas frequências entre 20,005 e 40,002 MHz, emitidos continuamente durante 22 dias até 26 de outubro de 1957, quando as baterias do transmissor se esgotaram. Por seis meses a primeira obra espacial humana ficou no espaço, um marco para a indústria espacial que estava sendo iniciada naquele momento, tanto que para Rodrigues (2006),

o lançamento do primeiro satélite artificial, com a série *Sputnik*; a colocação do primeiro ser humano em órbita, I. Gagarin; a série de naves *Luniks*, que pela primeira vez orbitou a Lua e fincou a bandeira da URSS naquele satélite; tudo isso surpreendia o mundo capitalista, demonstrando revolucionário progresso tecnológico em áreas de ponta e levantava o orgulho e a coesão nacional, aumentando assim o prestígio internacional da URSS (RODRIGUES, p. 153, 2006).

A primeira missão espacial, como relata Fonseca (2019), visava estudar a capacidade de lançamento de cargas úteis para o espaço, bem como estudar os efeitos da ausência de peso e da radiação sobre os organismos vivos, e ainda serviu para estudar as propriedades da superfície terrestre com vista à preparação do primeiro voo espacial tripulado.

O espaço sempre despertou interesse na humanidade, desde povos tradicionais das Américas com seus calendários, passando pela cultura egípcia, até chegar na era das telecomunicações. O mundo globalizado e conectado busca constantemente meios para diminuir custos e ampliar seus domínios sobre o universo.

Orbitam a Terra, principalmente no caráter geoestacionário, pois normalmente estão ligados à determinadas regiões do planeta, diversos tipos de satélites. Os de comunicação são a maioria, e atendem serviços de telefonia, televisão e internet. Outro grupo de satélites artificiais são os chamados observadores da Terra, que visam captar imagens do planeta para os mais diversos fins científicos ou não. Os com melhor precisão são os de origem militar e atendem interesses de governos com precisão milimétrica. Existem também os de pesquisa espacial, com

telescópios acoplados a satélites, como o Hubble que já está há quase trinta anos em órbita da Terra. Os satélites de navegação como o GPS, o Glonass e o Galileo, são agrupamentos com o objetivo de detectar posições através de receptores.

Entretanto, com o passar dos anos, e muito em decorrência de grandes desastres nos lançamentos de foguetes, como o da nave espacial *Challenger*, forçaram, muito em decorrência da opinião pública, a governos e empresas ligadas a programas espaciais a desenvolver mecanismos mais seguros e eficazes, e por que não dizer mais baratos. Com isso avançam os estudos na nanotecnologia.

Richard Feynman em 29 de dezembro de 1959 palestrando na *Caltech* (California Institute of Technology) segundo relata Toma (2004) disse que: “quando tivermos algum controle sobre a disposição das coisas na escala pequena, teremos um leque enormemente maior de propriedades possíveis para as substâncias, e de diferentes coisas que poderíamos fazer...”. No final da década de 1950 Feynman já considerava que o homem seria capaz de manipular diretamente os átomos e a partir disso construir novos materiais que não ocorrem de forma natural.

Zhang e Webster (2009) relatam que o termo nanotecnologia foi pela primeira vez utilizado em um artigo científico em 1974 pelo professor da Universidade de Ciência de Tóquio, Norio Taniguchi, na ocasião para designar o processo de separação, consolidação e deformação de matérias átomo por átomo ou molécula por molécula.

Erik Drexler, no ano de 1986, foi o primeiro cientista a receber o título de doutor em nanotecnologia, em sua obra “Engines of Creation” onde especificava sobre a construção de uma espécie de máquina minúscula que manipularia átomos de forma a construir máquinas de forma idêntica e depois as replicariam várias vezes (FRITZ et al., 2002).

Atualmente, dos mais de vinte mil objetos que o homem lançou ao espaço desde o programa Sputnik, apenas 10% continuam em atividade, a maioria virou lixo espacial, muito em razão de suas tecnologias se tornarem obsoletas ou sua vida útil muito limitada. Desse montante apenas nove são de origem brasileira, sendo seis satélites grandes e três nano satélites, muitos frutos de acordos de cooperação com outros países, ou seja, a tecnologia brasileira, neste segmento caminha a passos lentos. Havendo a previsão de lançamento de um novo projeto, o Amazônia-1 para o ano de 2020, após décadas de pesquisas. Os satélites brasileiros são basicamente de três tipos: o SCD – satélite de coleta de dados, o CBERS - Satélite Sino-

Brasileiro de Recursos Terrestres, de sensoriamento remoto e o SGDC - Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas, de comunicação estratégica.

Diante de um quadro desses, o surgimento de projetos espaciais genuinamente brasileiros se torna imprescindível para o avanço do programa espacial brasileiro, com verbas mais modestas do que de países como os Estados Unidos e a China, portanto, mesclar baixo custo a alta tecnologia é o grande desafio da década.

O objetivo desta pesquisa é desenvolver o projeto de um nano satélite funcional, denominado Low Cost CubeSat Prototype (LCP), o qual irá possuir um hardware e software próprio, além de possuir um sistema de rádio que será o responsável pela comunicação. A sua tecnologia também incluirá células voltaicas para fornecer a energia necessária para o funcionamento do sistema bem como carregar a bateria interna do objeto. Também incluirá sensores para temperatura (NTC), luminosidade, tensão e corrente do sistema, os quais por meio de portas analógicas do microcontrolador RL78 e através do protocolo de comunicação SPI enviará os sinais obtidos através de uma antena para uma estação base, que processará e atualizará constantemente os sinais recebidos em tempo real para que os mesmos possam ser exibidos ao usuário. Para atingir o objetivo principal será necessário sequenciar as etapas do projeto com os objetivos específicos, partindo do ato de esquematizar o nano satélite padrão CubeSat. Em seguida especificar os subsistemas operacionais, e depois construir o protótipo do nano satélite.

1.1 OS MINISATÉLITES

A Era da Informação trouxe para o mundo moderno uma demanda cada vez mais crescente por sistemas de comunicações móveis sem fio mais confiáveis e com maiores capacidades de transmissão de informação. Aliado a isto, tem-se observado que a sociedade tem apresentado uma necessidade cada vez maior por dispositivos, aparelhos ou equipamentos de transmissão e recepção de radiofrequências, de dimensões seguidamente mais reduzidas. Além disto, novas tecnologias de sistemas de satélites têm sido desenvolvidas, tais como nano satélites, com dimensões extremamente reduzidas, levando a uma necessidade constante de otimização e redução dos custos envolvidos na fabricação dos artefatos (SOUZA, 2018).

O Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE (2020a), define um satélite como sendo qualquer objeto que orbita ao redor de outro, que se denomina principal. Os satélites artificiais são naves espaciais fabricadas na Terra e enviadas em um veículo de lançamento. Os

satélites artificiais podem orbitar ao redor de luas, cometas, asteroides, planetas, estrelas ou inclusive galáxias. Depois de sua vida útil, os satélites podem ficar orbitando como lixo espacial, até que reentrem na atmosfera terrestre, ou podem ser direcionados, através do uso de propulsores, ao espaço profundo.

Minissatélites podem ser amplamente classificados, segundo Bandyopadhyay *et al* (2016) em nano satélites, para tanto pesam entre 1 e 10 kg. Os chamados CubeSats são uma classe de nano satélites específicos, que variam em tamanhos, sendo medidos em unidade de U's, como os de 1 U (10x10x10 cm) a 6 U (30x20x10 cm), estes pesam entre 1 e 8 kg e geralmente portadores de um sistema de implantação chamado Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD).

Os chamados nano satélites, segundo Durão (2014) são satélites em miniatura que desenvolvidos nos Estados Unidos por Bob Twiggs da Universidade de Stanford e Jordi Puig-Suari da Universidade da Califórnia Polytechnic em 1999. Twiggs e Puig-Suari denominaram estes minissatélites de CubeSat pelo formato de um cubo. O termo nano, que se adota genericamente para os CubeSats, é um prefixo grego que significa “anão”, expressa uma notação científica que corresponde 1×10^{-9} metro, ou seja, bilionésima parte do metro.

Silva (2015) relata que o pioneiro no campo dos pequenos foi o Orbiting Picosatellite Automated Launcher (OPAL) no ano de 2000, este pico satélite da forma 10,1x7,6x2,5cm, portanto menor que um nano satélite, não conseguiu lograr êxito no decorrer dos anos pelo seu tamanho ser insuficiente para cobri-lo de células solares.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O desenvolvimento do protótipo foi precedido por um extenso estudo das tecnologias envolvidas no campo aeroespacial e organização do andamento do projeto. No caso de operações no espaço, inúmeras condições adversas devem ser consideradas, aumentando consideravelmente a complexidade da arquitetura dos componentes e sistemas. Com isso, é necessário um aprofundamento nas particularidades e restrições impostas no desenvolvimento e lançamento dos satélites, para que o projeto entregue um protótipo confiável e compatível com as especificações dos órgãos reguladores, tanto nacionais, quanto internacionais.

Em razão das limitações financeiras e de tempo, alguns segmentos não seguiram à risca as indicações do design padrão de CubeSats, não sendo possível, portanto, submeter o projeto aos testes de segurança e compatibilidade feitos pelo Instituto Nacional de Pesquisa Espacial (INPE) (INPE, 2020b). No entanto, foi dedicado o maior esforço possível para aproximar o LCP de um projeto de satélite licenciado, inclusive apresentando as simplificações e instruindo como modificar e aprimorar o protótipo para um equipamento com permissão de voo.

A revisão abordada nos segmentos posteriores tem então como objetivo apresentar as características do design CubeSat, abordando os fundamentos para operação no espaço. Com isso, também serão apresentadas as soluções concebidas para o design do LCP, mostrando os processos de escolha dos componentes e definição dos parâmetros de funcionamento do protótipo, focando principalmente nos dispositivos de comunicação e na autonomia do satélite.

2.1 ARQUITETURA GERAL DO CUBESAT

De acordo com a NASA (2017), um satélite de pequeno porte, denominado CubeSat, é geralmente qualquer satélite que pese menos de 300Kg, entretanto para o mesmo poder ser classificado como CubeSat o satélite deve obedecer a alguns critérios como: forma, tamanho e peso.

Além disso para ISIS (2020) Cubesat é um tipo de satélite muito pequeno que é baseado em uma unidade padronizada (1U, uma unidade), a qual possui a seguinte dimensão (10x10x10 centímetros) e podem ter peso máximo de 1 kg porém posteriormente esse dado foi mudado para 1,33 kg. Além disso foi percebido que essas unidades básicas do CubeSat poderiam ser combinadas para formar satélites ligeiramente maiores, podendo chegar até o CubeSat 6U que possui 30x20x10 centímetros.

Ainda para ISIS (2020), um CubeSat deve possuir modularização, onde estarão os módulos funcionais como o computador de bordo; lançamento dentro de um deployer para

economizar custos; custo com um orçamento muito baixo que será mais explorado no próximo tópico, além de utilizar componentes eletrônicos que não são feitos para uso em aplicações espaciais porém são frequentemente utilizados em CubeSat pois suas órbitas são baixas, do tipo Low Earth Orbit (LEO) e possuem um curto ciclo de vida sendo que por isso é possível o uso de tais componentes que são conhecidos como Commercial Off-The-Shelf (COTS). Também muitas vezes é possível trabalhar em equipes de projetos compactos, eliminando ainda mais a necessidade de grandes documentações e custos.

Além disso, hoje em dia o padrão CubeSat é o satélite com maior risco técnico aceito em troca de um menor custo e implementação mais rápida, também na maioria das vezes possuem uma largura de banda baixa que acabam impondo o tamanho de 1U para esses satélites.

2.2 ORGANIZAÇÃO: ORÇAMENTO, CRONOGRAMA E LANÇAMENTO

A organização da pesquisa foi direcionada no intuito de atingir uma meta primordial: a produção com qualidade do protótipo do nano satélite. Para tanto o planejamento foi montado em três etapas básicas: elaboração do orçamento, delimitação do cronograma e lançamento do projeto.

A partir da escolha do tema, o qual foi feito em agosto de 2019, cada um dos pesquisadores ficou responsável por uma parte específica do projeto. A próxima etapa foi a elaboração de dois cronogramas, um de caráter individual, para cada integrante do grupo, e outro geral sendo que todos os cronogramas eram reportados de seus avanços semanalmente através de reuniões do grupo. Em seguida, após consenso do grupo, foi solicitada a verba da faculdade para a realização do projeto, sendo que para isso todos os integrantes do grupo elaboraram uma lista com todos os produtos e componentes necessários para a continuação do projeto. Após a entrega da lista final de compras, a instituição realizou as compras de todos os materiais solicitados que foram entregues na primeira semana de aula do primeiro semestre de 2020, mais especificamente no mês de fevereiro.

Tabela 1 – Organização mensal do projeto

Etapas	2019 (em meses)					2020 (em meses)				
	08	09	10	11	12	01	02	03	04	05
Definição do tema	X	X								
Lista de materiais		X								
Tempo da pesquisa científica		X	X	X						
Produção do protótipo			X	X	X	X				
Documentação e apresentação inicial a banca		X	X							
Estudo dos temas		X	X							
Desenvolvimento de softwares			X	X	X	X	X	X	X	
Desenvolvimento do hardware				X	X	X	X	X	X	
Montagem final do hardware						X	X	X	X	
Integração de todas as partes								X	X	X
Confecção da documentação final						X	X	X	X	X
Testes e resultados									X	X
Apresentação final										X

Fonte: Autor.

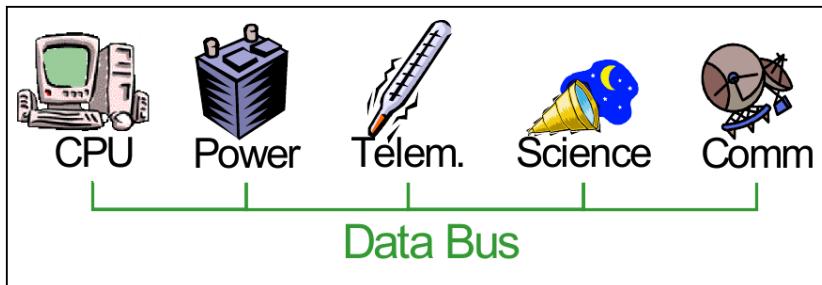
2.3 ARQUITETURA DO PROTÓTIPO

Além da parte mecânica, a arquitetura dos satélites deve ser estabelecida pela integração de submódulos, considerando os fundamentos de controle e monitoramento da operação, permitindo a modularização dos segmentos que compõe o dispositivo. Os principais subsistemas que devem estar presentes são:

- Central Processing Unit (CPU)
- Módulo de Comunicação
- Subsistema de Alimentação (Power Supply)
- Controle de Temperatura e Altitude
- Dispositivos de Telemetria
- Payload

Os parâmetros listados têm como principal objetivo providenciar uma plataforma adequada, com boa disponibilidade e confiabilidade, sendo estes fundamentos da operação espacial. A plataforma, portanto, deve assegurar a estabilidade da comunicação, o fornecimento constante de tensão para os componentes e o monitoramento dos parâmetros de integridade do sistema, atuando na manutenção e prevenção de falhas (PALMINTIER, 2002).

Figura 1 – Exemplo de arquitetura linear de computação no sistema CubeSat



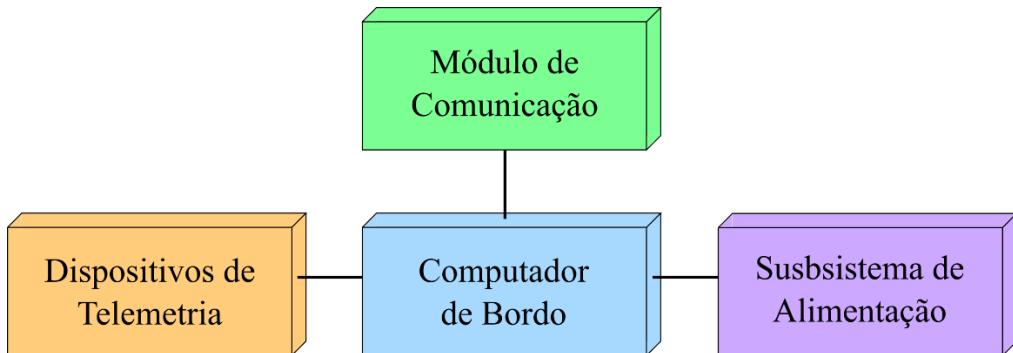
Fonte: PALMINTIER, 2002.

Usualmente, os projetos de CubeSat ainda implementam um subsistema dedicado ao objetivo da missão, como, por exemplo, um array de antenas para radiometria em micro-ondas (NEVES, 2011), presente nos satélites de observação meteorológica ou pesquisa científica. Outras missões ainda utilizam a disponibilidade dos módulos de comunicação como interface para comunicação militar, além de outras aplicações no campo de telecomunicações (NASA, 2015).

O segmento com as aplicações específicas é denominado como Payload (KHERRAS, 2010), sendo, portanto, um submódulo fora do contexto de manutenção e controle, que adicionar as informações características da missão na comunicação com as estações terrenas (Ground Stations), fazendo o uso da plataforma como base para seu funcionamento.

A organização e disposição dos submódulos também pode ser customizada, considerando que o sistema integrado mantenha os parâmetros de confiabilidade esperados. No design do LCP foi implementada uma arquitetura em estrela (centralizada), onde o computador de bordo (contendo a CPU) tem controle e supervisão dos outros subsistemas através de linhas individuais, permanecendo no centro do modelo (PALMINTIER, 2002). O resultado é um sistema eficiente que garante o funcionamento dos procedimentos de comunicação em paralelo ao monitoramento das condições de operação e prevenção de falhas. A Figura 2 ilustra a disposição dos subsistemas no contexto do LCP.

Figura 2 – Diagrama dos subsistemas presentes no LCP



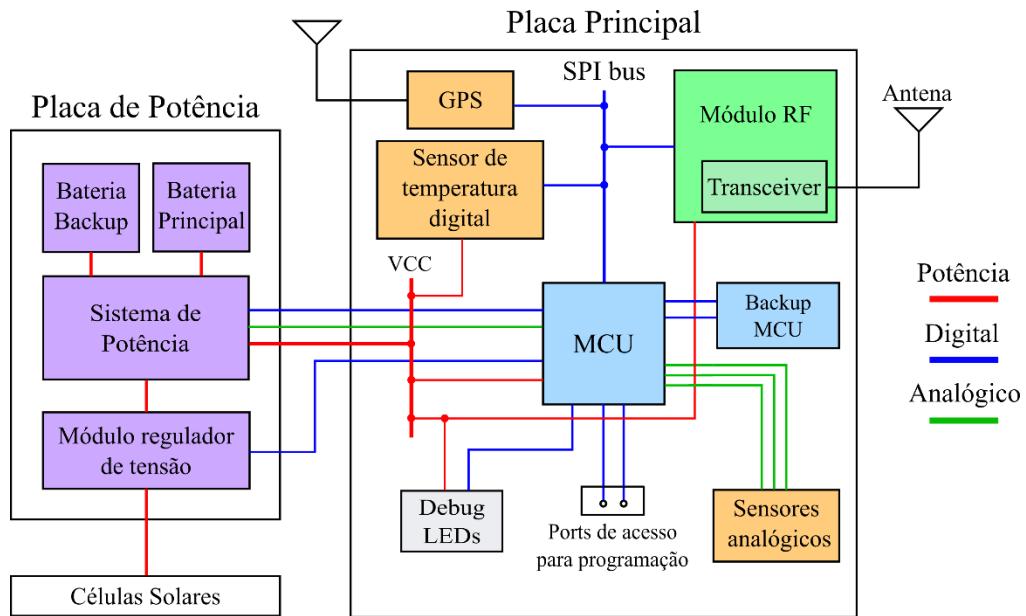
Fonte: Autor “adaptado de” KHERRAS, 2010.

A arquitetura do LCP foi dividida em quatro subsistemas (sem considerar a estrutura mecânica), englobando todos os componentes e funções da plataforma. Deve ser mencionado que, dos subsistemas essenciais, duas simplificações foram feitas, em face das restrições de hardware e software. O subsistema dedicado ao controle de temperatura das baterias foi assimilado pelo computador de bordo, assumindo que o monitoramento seja feito manualmente pelo operador na estação terrena. Além disso, o Payload considerado no contexto do LCP são sensores adicionais de temperatura e luminosidade, além de uma aplicação que permite o envio de mensagens de texto entre as estações no solo, usando o software desenvolvido em conjunto com o módulo de comunicação.

Apesar das simplificações, o design garante boa flexibilidade para futuras expansões e correções, como função básica de um protótipo, facilitando a eventual substituição de componentes específicos.

A Figura 3 permite uma visão geral dos componentes presentes na arquitetura do LCP, definindo a estrutura genérica da plataforma. Nos itens seguintes da revisão bibliográfica serão abordadas as funções de cada submódulo e os componentes usados, descrevendo as soluções encontradas e a análise de cada segmento.

Figura 3 – Esquema da distribuição dos componentes e subsistemas na arquitetura do LCP



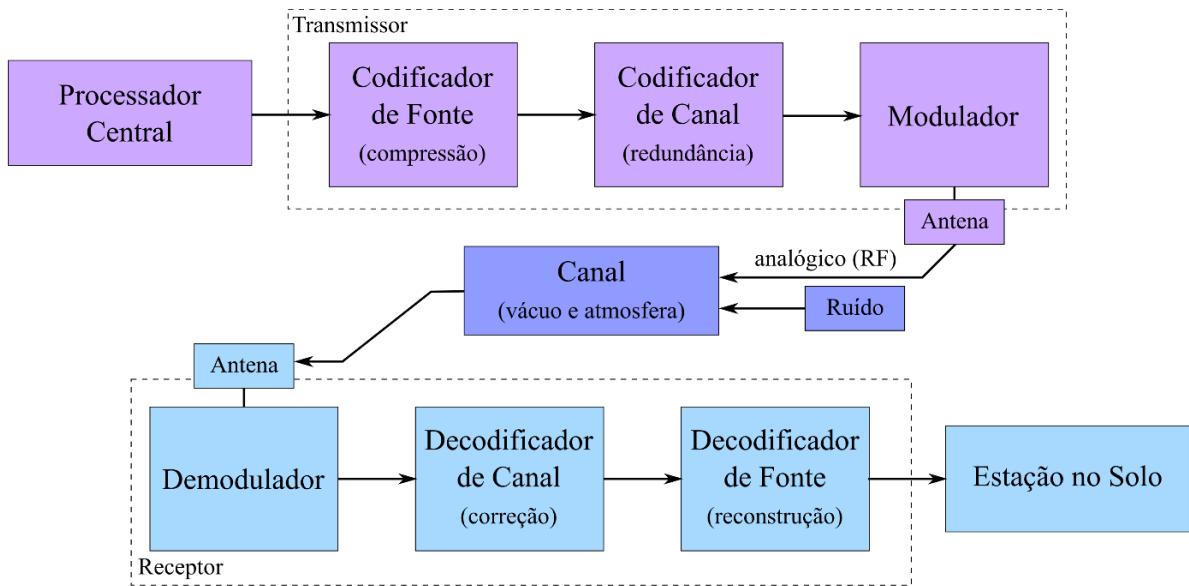
Fonte: Autor.

2.3.1 Subsistema de comunicação

Um dos maiores desafios, e fundamentalmente a exigência mais crítica, no desenvolvimento dos satélites é o estabelecimento de um link confiável e estável entre o dispositivo e as estações em solo. Diversos fatores devem ser considerados na elaboração do módulo responsável pela comunicação, e, portanto, um estudo das características do ambiente de operação e restrições mecânicas é fundamental para o sucesso das missões espaciais.

De forma geral, a configuração de sistemas de comunicações digitais deve possuir uma estrutura padrão, utilizando componentes e técnicas para obter a melhor qualidade e alcance na transmissão dos dados (LATHI, 2012). A Figura 4 ilustra os segmentos fundamentais do link digital, exemplificando o fluxo de Downlink entre um satélite e a estação terrena. Deve ser considerado ainda que, para o Uplink de dados, o módulo de comunicação do satélite deve implementar os segmentos inversos de recuperação do sinal, assim como os presentes na estação terrena exemplificada na figura.

Figura 4 – Diagrama de blocos do sistema de comunicação de Downlink entre um satélite e a estação terrena



Fonte: Autor “adaptado de” PARADA, 2020.

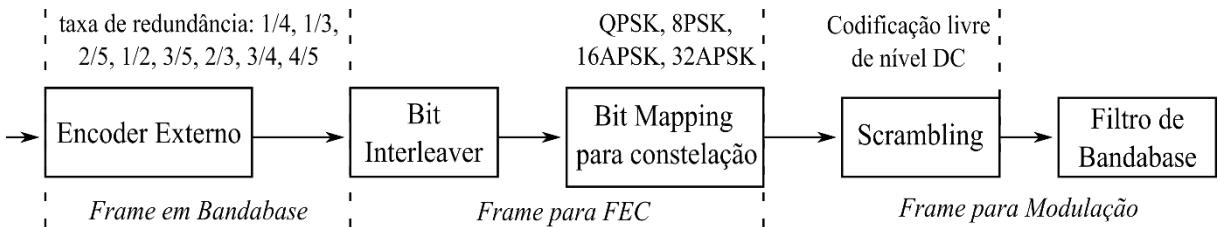
O processamento dos dados, originalmente providos pelo computador central do dispositivo, é iniciado pela redução do volume de bits a ser transmitido, técnica definida como compressão. Esse recurso, implementado pelo codificador de fonte, possibilita o envio de uma quantidade maior de informação com uma ocupação de banda menor (PARADA, 2020). No receptor, o decodificador de fonte aplica os processos inversos, para regenerar os dados transmitidos.

A compressão, no entanto, exige alta capacidade de processamento e até o uso de hardware dedicado (PARADA, 2020), o que não vai de acordo com a proposta do LCP. Esse segmento, portanto, não foi implementado no protótipo. Para futuros aprimoramentos, um codec pode ser inserido no contexto do software de voo (ou ainda no hardware do rádio), facilitando inclusive o envio de imagens e vídeos pelo módulo de comunicação.

Após a compressão, os dados binários gerados devem então passar por um codificador de canal, também chamado de codificador de linha. Nesse segmento são adicionadas redundâncias nos bits, com codificadores convolucionais (PARADA, 2020), e processos de Interleaving (LATHI, 2012). Assim, é possível uma eficiente correção de erros pelo receptor (Forward Error Correction, FEC), inclusive de erros sequências no vetor binário, ao passo que a mensagem original é embaralhada na transmissão, e reorganizada na recepção, conferindo, portanto, maior robustez ao link.

No codificador de canal ainda podem ser empregadas técnicas para a remoção da componente de corrente contínua (Direct Current, DC) do sinal, fazendo o uso de geradores pseudorrandômicos, no processo de Scrambling, ou ainda por codificações específicas, como a Manchester (LATHI, 2012).

Figura 5 – Diagrama de blocos de um codificador de canal, com elementos para modulação em fase



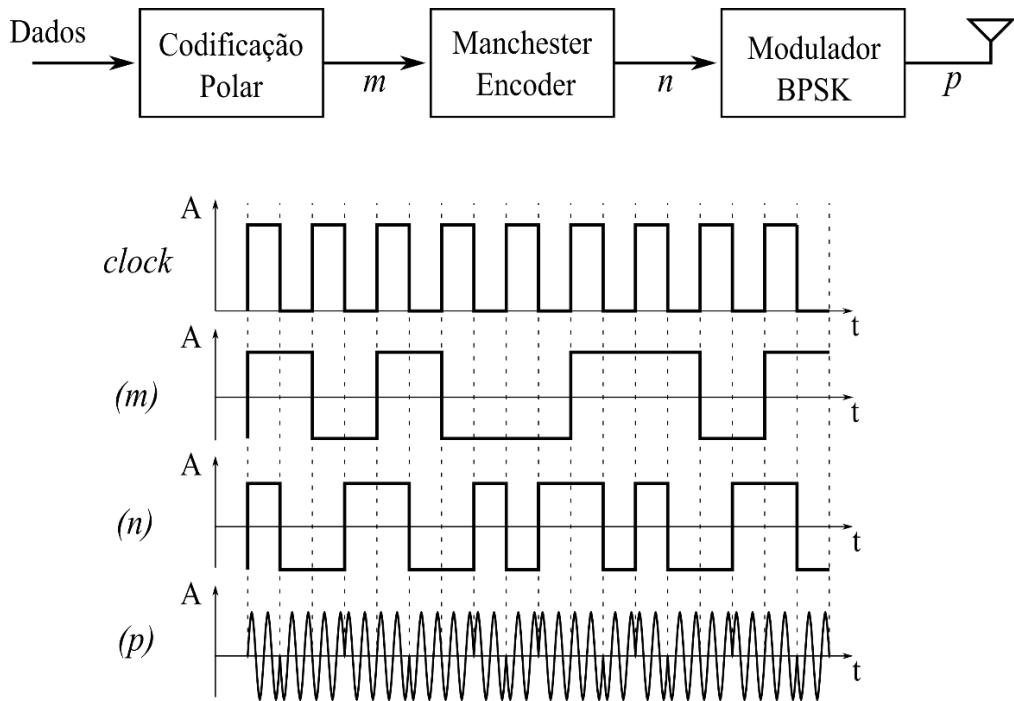
Fonte: Autor “adaptado de” SCHLEGEL, 2015.

Após todo o tratamento descrito para os dados, o sinal digital ainda deve ser modulado por uma portadora em alta frequência para então ser enviado ao dispositivo irradiador (antena), transmitindo as informações em radiofrequência (Radio Frequency, RF). Usualmente, a banda usada para comunicação de satélites se mantém na faixa Very High Frequency (VHF) ou Ultra High Frequency (UHF), apesar de outros segmentos na faixa de GHz também serem utilizados (KHERRAS, 2010).

Para a transmissão em RF, diferentes técnicas também podem ser aplicadas ao sinal. As modulações que apresentam maior eficiência no contexto aeroespacial são: a modulação por chaveamento de deslocamento de frequência (Frequency Shift Keying, FSK) e a modulação por deslocamento de fase (Phase Shift Keying, PSK) (LATHI, 2012). Além disso, são usadas as técnicas derivadas destas, como, a Quadrature Phase Shift Keying (QPSK), com 2 bits por símbolo, a Audio Frequency Shift Keying (AFSK) e a Gaussian Minimum Shift Keying (GMSK) (KHERRAS, 2010).

Na Figura 6 pode ser observado o comportamento no tempo de uma sequência binária codificada pelo transmissor exemplificado, onde as práticas no tratamento dos dados descritas são implementadas.

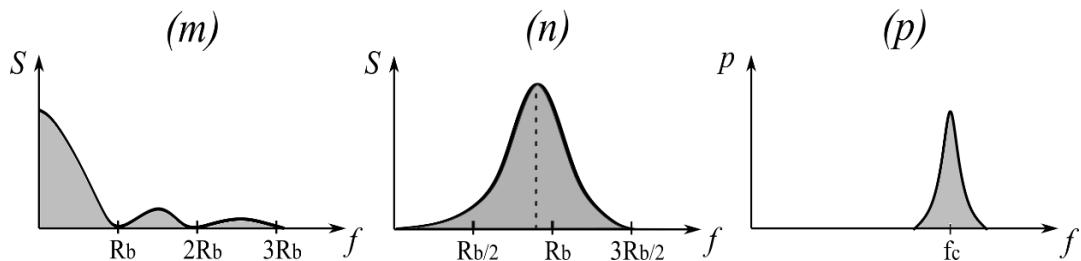
Figura 6 – Exemplo de transmissor com codificador de linha Manchester aliado a um modulador BPSK e a reprodução dos sinais no tempo



Fonte: Autor.

Assim, analisando a composição dos mesmos sinais, mas no domínio da frequência (mostrado na Figura 7), é possível perceber a importância da implementação do codificador de linha e da modulação, melhorando a eficiência da densidade espectral de potência (LATHI, 2012) do sinal (remoção do nível DC) e providenciando o deslocamento do espectro para a região de altas frequências, permitindo a transmissão via RF.

Figura 7 – Comportamento dos sinais do transmissor da Figura 6 no domínio da frequência



Fonte: Autor “adaptado de” LATHI, 2012.

A implementação das diversas técnicas abordadas no processamento digital dos sinais ainda deve ser complementada pela análise das condições de operação dos equipamentos, considerando as inúmeras adversidades e particularidades dos projetos aeroespaciais.

Uma das condições a ser avaliada é a grande distância que separa os dois pontos do enlace de rádio aeroespacial, considerando que os nano satélites usualmente operam em órbita baixa, LEO, a alturas de aproximadamente 500 km até 2000 km em relação à superfície da Terra (HENDERSON, 2009). Para avaliar então a relação das potências na transmissão e avaliar o alcance do link, é possível utilizar a Equação de Friis (BALANIS, 2016) em sua forma simplificada, obtendo o Ganco do Enlace G_e :

$$G_e = G_1 + G_2 - FSL \quad (dB) \quad (1)$$

Da equação pode se perceber a influência do ganho das antenas (G_1 e G_2) e da perda de propagação das ondas eletromagnéticas no espaço livre, chamada também de Free Space Loss (FSL) (ZANATELI, 2013). Deve ser mencionado que os cálculos envolvendo potência no enlace pela equação de Friis são possíveis apenas em ambientes onde a linha de visão entre a antena da estação terrena e a antena do satélite é direta. Dessa forma, não são consideradas reflexões ou atenuação por construções neste contexto. A FSL então é a componente principal de perdas no enlace espacial, e pode ser calculada conforme a Equação 2, considerando a distância r em km e a frequência da portadora f em GHz.

$$FSL = 92,44 + 20 \log(r \times f) \quad (dB) \quad (2)$$

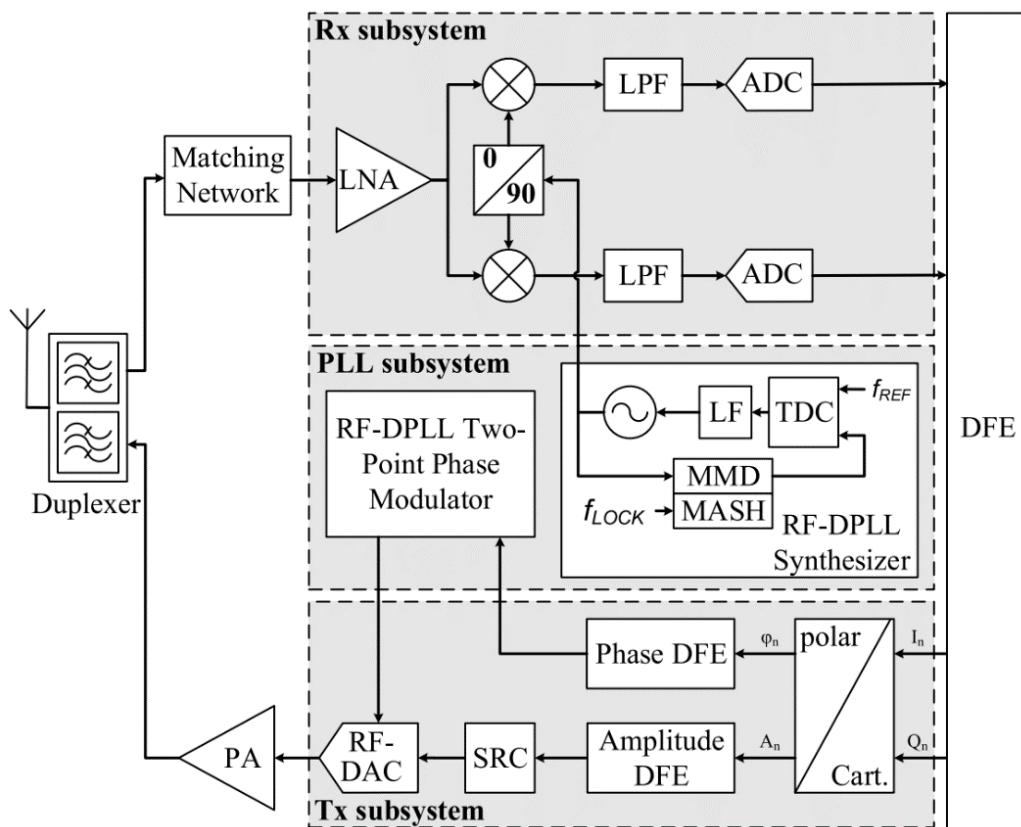
Além da avaliação da intensidade do sinal nos componentes, outros fatores importantes devem ser considerados para garantir uma comunicação estável. Um deles é a dispersão das frequências na banda de transmissão causadas pela variação da distância do módulo em relação à estação no solo, fenômeno causado pelo efeito Doppler. Vale ressaltar que este efeito é agravado em satélites que operam em LEO, como os nano satélites, dada a elevada velocidade da órbita baixa (RICHHARIA, 1999). Outras componentes de ruído também podem ser consideradas na deterioração do sinal no espaço, como vapores de água na atmosfera (ZANATELI, 2013) ou até mesmo interferência com outros rádios de satélites próximos.

Portanto, para garantir uma boa comunicação entre o LCP e as estações terrenas, o módulo deve apresentar um tratamento dos dados de forma a garantir uma boa eficiência na banda de transmissão, assim como uma taxa de envio de bits razoável, e dispor de técnicas de modulação e hardware adequado para prover um alcance considerável do link e boa resistência a ruídos.

2.3.1.1 Rádio

Dadas as considerações e imposições no módulo de comunicação, a escolha do rádio é parte fundamental para o funcionamento do satélite, visto que grande parte dos designs de CubeSat são modelados e adaptados em torno desse componente (HENDERSON, 2009). Muitos conceitos e tecnologias das telecomunicações sem fio podem ser extrapoladas para o campo aeroespacial, extraíndo características interessantes dos designs modernos de rádios (KANUMALLI, 2018). A Figura 8 ilustra a arquitetura de um transceiver usado em equipamentos mobile Long Term Evolution (LTE):

Figura 8 – Diagrama de blocos de um transceiver LTE utilizando um transmissor polar



Fonte: KANUMALLI, 2018.

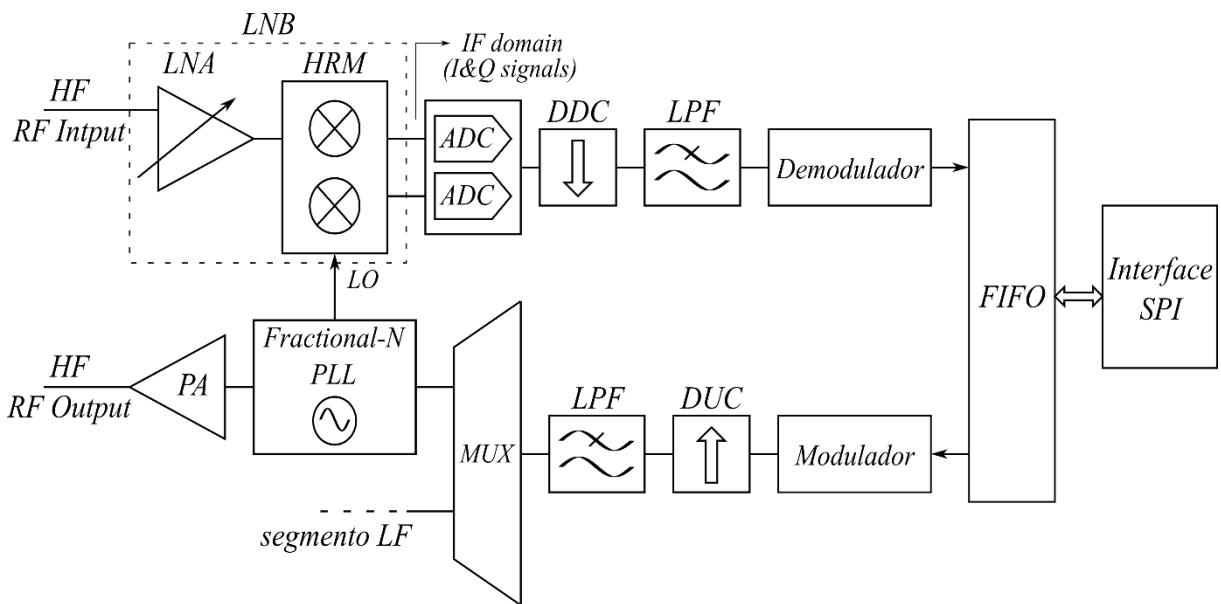
Da figura, é possível notar a complexidade e sofisticação dos sistemas de RF modernos, que utilizam de diversas técnicas para melhor a qualidade da comunicação, como a implementação de um sistema de processamento de sinais digital (Digital Front End, DFE), a manipulação das frequências sintetizadas com mixers e geradores de clock dedicados, entre outros componentes característicos. Analisando essas propriedades, foi avaliado que o desenvolvimento de um rádio dedicado para o projeto seria inviável no tempo disponível para produção do protótipo. Alguns módulos comerciais então foram avaliados para uso no LCP.

O componente escolhido para atuar no protótipo foi o módulo transceiver wireless de longo alcance NiceRF Lora1276 v2.0 (NICERF, 2016), configurado para operação em 915 MHz. A escolha desse componente foi feita considerando suas dimensões reduzidas e conformidade com as normas da Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL) mais recentes (ANATEL, 2020).

Como diferencial importante, o módulo ainda dispõe de uma interface SPI e documentação acessível, possibilitando fácil integração com o controlador central do LCP e roteamento das trilhas no design da placa principal. Além disso, o módulo opera em half-duplex, evitando a necessidade de um rádio apenas para transmissão e outro para a recepção.

O componente central do módulo da NiceRF é o transceiver de longo alcance SX1276 da fabricante Semtech (SEMTECH, 2016), aprimorado para baixo consumo de potência. Como considerações principais, o componente pode operar na faixa de frequências entre 134 MHz e 1020 MHz, com uma potência de até 100 mW (20 dBm) no amplificador de potência (Power Amplifier, PA) e taxa máxima de transmissão (Bit Rate, BR) de 300 kbps.

Figura 9 – Diagrama de blocos do segmento de RF do SX1276 para HF



Fonte: Autor “adaptado de” SEMTECH, 2016.

Os parâmetros de operação do rádio, além de outras funcionalidades, são configurados através da interface SPI do SX1276, escrevendo nos registradores internos do chip. O barramento SPI ainda é usado na transmissão/recepção dos dados modulados em RF, onde a escrita e leitura dos bytes é feita acessando uma fila First In First Out (FIFO) (MURDOCCA, 1999), de tamanho 64 bytes. O controle de recebimento dos dados é complementado por pinos

digitais no Digital Front-End do rádio, com o intuito de informar o status da fila e confirmar a transição entre os modos de operação (Transmitter, Tx e Receiver, Rx).

De forma a abordar brevemente o complexo sistema do SX1276, apenas o segmento de High Frequency (HF) foi mostrado na Figura 9, visto que a operação será apenas na *banda 1*, em 915 MHz, definida no rádio como a banda de altas frequências (SEMTECH, 2016). No segmento analógico, a entrada (HF RF Input) é composta de um Low-Noise Block Downconverter (LNB), que engloba um Low-Noise Amplifier (LNA) e um Harmonic Rejection Mixer (HRM) (RAVAZI, 2018), com sua referência (Local Oscillator, LO) provida pelo Phase-Locked Loop (PLL) (COLLINS, 2018) para as altas frequências.

O LNB então tem como função produzir uma frequência intermediária (Intermediate Frequency, IF) contendo toda a banda original do sinal (LONG, 1999). Isso implica que todo o aparato para demodulação e recuperação dos dados seja construído para operar em uma única frequência, considerando que a IF seja mais baixa que a RF, melhorando inclusive o desempenho dos circuitos eletrônicos no rádio.

O bloco ainda provê uma saída diferencial, sinais I e Q da modulação (LATHI, 2012), para os conversores analógico para digital (Analog to Digital Converter, ADC). Dessa forma, todo o processamento seguinte é feito digitalmente, com o uso de filtros passa baixas (Low Pass Filter, LPF) e conversores de taxa de amostragem (Digital Downconverter, DDC, e Digital Upconverter, DUC), com o objetivo de facilitar os processos de demodulação e modulação no contexto do SX1276.

Em adição aos componentes de processamento dos sinais, o SX1276 conta com a implementação de três modems diferentes em sua arquitetura: LoRa (tecnologia proprietária da Semtech), FSK e On-Off Keying (OOK) (LATHI, 2012). Para a operação no protótipo, certas condições de desempenho ainda foram avaliadas entre os diferentes modems.

Dependendo do modo escolhido, existem restrições nos valores taxa de dados (BR), e as maiores taxas de bits só podem ser obtidas com o uso do modem no modo FSK, com as devidas configurações. Das especificações dos modems, o modo LoRa pode ser configurado com BR entre 0,018 kbps até 37,5 kbps, o modo OOK permite taxas entre 1,2 kbps e 32,768 kbps e o modo FSK pode ser configurado para transmitir com BR de 1,2 kbps até 300 kbps (SEMTECH, 2016).

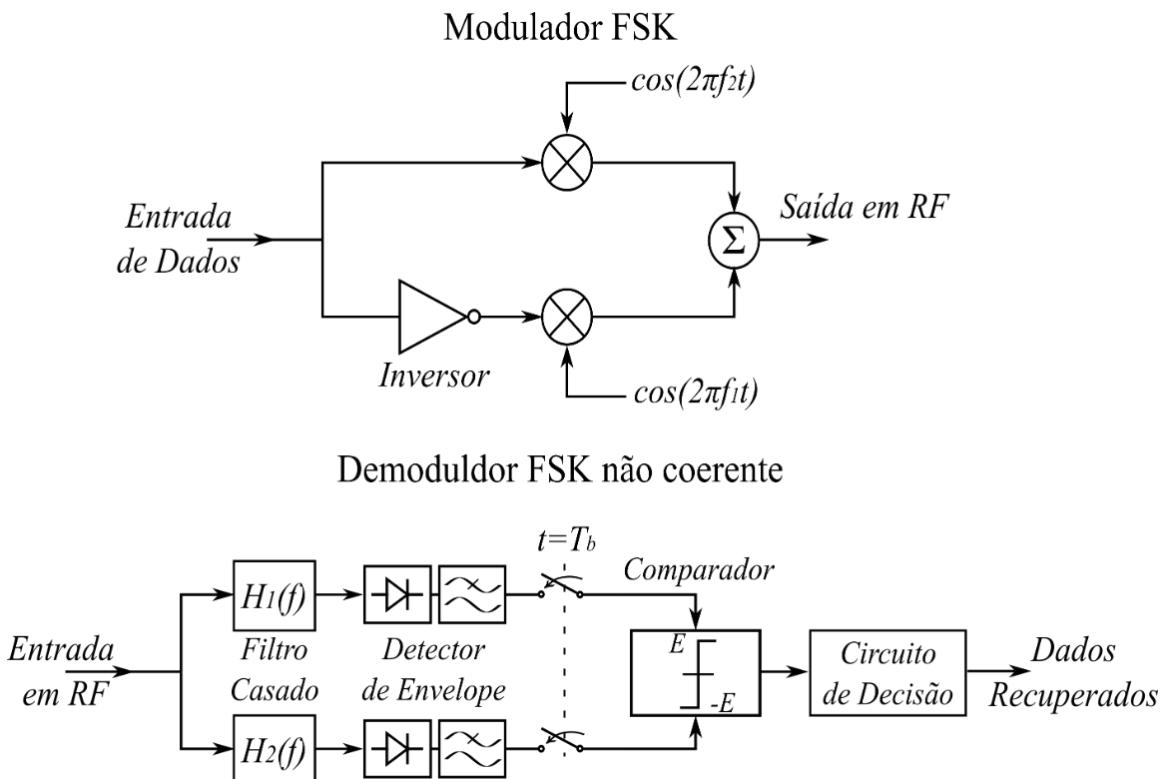
A sensibilidade, no entanto, deve ser analisada com mais profundidade, visto que o valor obtido não só depende das taxas com que se quer transmitir (o que afeta a banda ocupada), mas

também outros parâmetros específicos de cada modulação, como: o fator de espalhamento (Spreading Factor, SF) e largura de banda (Bandwidth, BW), na modulação LoRa; e o Frequency Deviation (FDA) no caso da modulação FSK.

Tomando como referência os dados fornecidos no datasheet do SX1276, os melhores níveis de sensibilidade são obtidos com o uso do modem LoRa, podendo alcançar níveis próximos de -140 dBm. Contudo, para atingir esse nível de sensibilidade, as taxas de envio de dados devem ser reduzidas severamente; por exemplo, para se obter uma sensibilidade de -147 dBm, usando a frequência de 868MHz, o BR deve ser reduzido para apenas 24 bps. Comparando então com as outras técnicas, o modem LoRa tem sensibilidade semelhante ao FSK e ao OOK, assumindo uma taxa de transmissão na ordem de kbps (SEMTECH, 2016).

Portanto, para a proposta do LCP foi escolhido o modem FSK como forma de transmitir as informações, dadas as limitações em relação ao BR do modem LoRa. Além disso, esse modo facilita o estudo do modulador, ao passo que o FSK é uma técnica amplamente utilizada nas radiocomunicações, incluindo links aeroespaciais (KHERRAS, 2010).

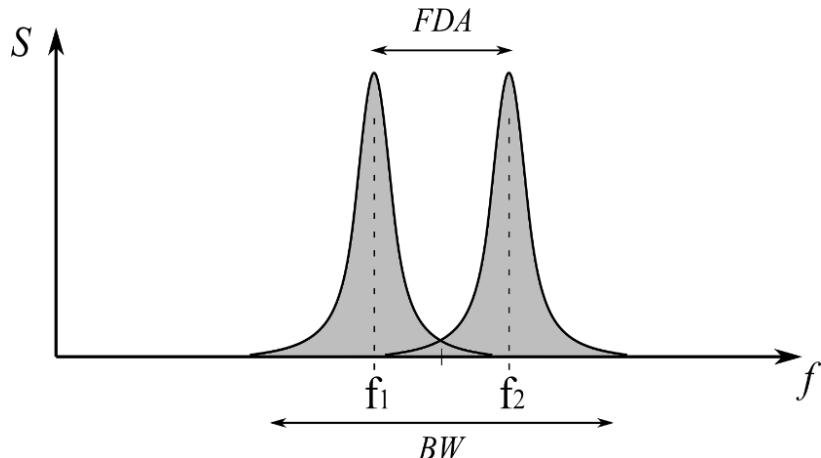
Figura 10 – Diagrama de blocos do modem FSK implementado no módulo de comunicação



Fonte: Autor “adaptado de” LATHI, 2012

O diagrama de blocos simplificado do modulador e demodulador FSK é demonstrado na Figura 10, e o sinal FSK, no domínio da frequência, é representado na Figura 11, de forma a ilustrar o comportamento esperado para esse modem.

Figura 11 – Espectro do sinal FSK modulado

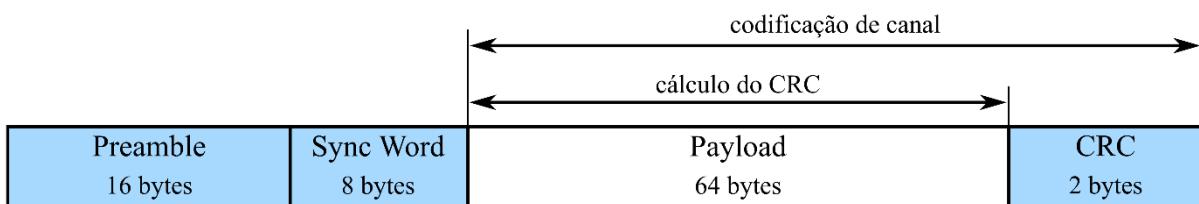


Fonte: Autor “adaptado de” LATHI, 2012.

2.3.1.2 Formato do pacote do rádio

Além das configurações da operação do rádio (BR, potência no transmissor, frequência), a principal característica do módulo de comunicação que deve ser definida é a forma de envio dos dados. O modo escolhido, entre os disponíveis no SX1276, é o envio de pacotes com tamanho fixo com o cálculo para detecção de erros.

Figura 12 – Formato do pacote do rádio SX1276, implementado no LCP



Fonte: Autor “adaptado de” SEMTECH, 2016.

Abordando a formatação do pacote do SX1276, seu início é dado por um segmento de sincronismo de clock, chamado de Preamble. Em seguida, é adicionado uma palavra de sincronização da mensagem, chamada de Sync Word, como maneira de identificar o início do pacote lido no receptor.

O bloco seguinte é o segmento que contém os dados que podem ser escritos ou lidos na FIFO, sendo essencialmente as informações transmitidas no enlace com as estações terrenas.

Deve ser mencionado que o próprio transceiver implementa automaticamente, na transmissão e recepção, as funções nos blocos em azul da Figura 12. Portanto, os bytes manipulados na FIFO pelo computador de bordo se restringem apenas à composição do segmento Payload no pacote do rádio.

Esse bloco então foi definido com tamanho fixo de 64 bytes, atende a demanda de espaço necessário para acomodar os dados de controle do LCP e as leituras dos sensores presentes no componente. Vale mencionar que os protocolos de camada superior (Acesso e Aplicação) estarão contidos nesse segmento do pacote, e serão abordados nas secções posteriores.

Para aprimorar a confiabilidade da comunicação o rádio ainda implementa um Cyclic Redundancy Check (CRC) no pacote, de forma a detectar possíveis erros nos bits transmitidos. O CRC é um código cíclico (LATHI, 2012), onde cada segmento de bytes é codificado por um polinômio divisor, no caso do SX1276 por um CRC-16: $x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$. Assim, é gerado um código para cada pacote, enviado nos dois últimos bytes do frame, permitindo que o receptor identifique se os dados recebidos ainda formam um polinômio divisível por esse código. Caso o cálculo no receptor indicar um erro no pacote, ele é automaticamente descartado e a FIFO é esvaziada, permitindo um novo recebimento.

As configurações definidas até então conferem uma boa estrutura de comunicação para o projeto do LCP, de forma que a organização das mensagens é automaticamente realizada no módulo de comunicação. O software então fica responsável para a formatação das informações inseridas no pacote, que então irá passar pelas técnicas de processamento digital (codificação de fonte) e modulação.

2.3.1.3 Protocolo de comunicação AX.25

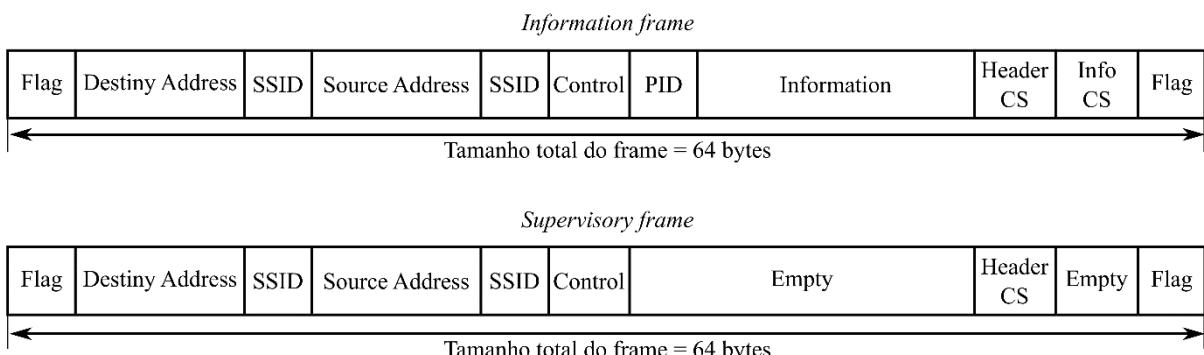
Como requerimento básico nos módulos de comunicação, é necessário a implementação de um protocolo de acesso confiável e versátil, de forma a permitir o controle e manutenção das mensagens trocadas entre os equipamentos de comunicação. Para tanto, foi definido o emprego do protocolo AX.25 (BEECH, 1998) na comunicação do LCP com a estação terrena, aproximando o protótipo de projetos de CubeSats previamente estabelecidos onde o protocolo é usado na camada de acesso da comunicação (KHERRAS, 2010).

De forma a manter o cronograma apresentado para o desenvolvimento do projeto, o AX.25 não será integralmente implementado com todas as suas funcionalidades. Portanto, o

protocolo implementado no software de voo será uma adaptação para o projeto do LCP, de forma a extrair as características principais de sua estrutura.

Apesar disso, a forma com que o protocolo organiza os dados será mantida, permitindo o eficiente controle e identificação das informações enviadas e recebidas no link com o LCP. As características adaptadas e implementadas serão abordadas junto com a análise de cada segmento dos frames. Vale ressaltar que as informações mencionadas a seguir são baseadas no documento de referência mais recente do protocolo, em sua versão 2.2 (BEECH, 1998).

Figura 13 – Divisões do Information frame e Supervisory frame do protocolo AX.25 adaptado no LCP



Fonte: Autor.

Na figura anterior estão ilustrados os dois tipos de frames utilizados na comunicação, o *Information frame* (*I frame*) e o *Supervisory frame* (*S frame*), ambos com tamanho fixo de 64 bytes (em conformidade com o tamanho do Payload reservado no pacote do rádio). Na definição completa, um terceiro tipo de mensagem é previsto, o *Unnumbered frame* (*U frame*), onde o segmento de numeração sequencial não é usado. Por esse motivo, foi decidido não implementar esse formato de frame no contexto do LCP.

Cada frame do protocolo tem uma função e estrutura específica; o *I frame* é usado para transmitir os dados e comandos para o LCP; e o *S frame* usado para supervisionar o funcionamento e conexão dos dispositivos, sem o envio do campo de informação.

Analizando as divisões dos frames, o campo Flag é usado para delimitar o início e fim de cada frame, sendo definido pelo binário '01111110' (0x7E). O protocolo estipula ainda que essa sequência nunca deve se repetir dentro do frame, o que seria garantido através da inserção de bits de redundância (bit stuffing). No entanto, para simplificar as operações no software de voo, o bit stuffing foi removido. O valor do campo Flag, portanto, é verificado apenas no

primeiro e último byte recebidos, para eventual detecção de pacotes incompletos ou com tamanho diferente de 64 bytes.

A divisão seguinte consiste no campo de endereçamento dos dispositivos no link. Os campos Destiny Address e Source Address contém, respectivamente, o endereço do destinatário da mensagem e o endereço do transmissor. As identificações requerem uma palavra com no mínimo seis bytes e no máximo doze, além de serem seguidas do Secondary Station Identification (SSID). Os caracteres do endereço ainda devem ser inseridos usando o American Standard Code for Information Interchange (ASCII) com 7 bits. A diferença do ASCII7 para o ASCII tradicional consiste no deslocamento para a esquerda no código binário (equivalente a multiplicar o valor por 2). Por exemplo, o caractere 'A' em ASCII tem valor binário 01000001 (0x41), convertendo para ASCII7, o código é 10000010 (0x82).

Figura 14 – Divisões do byte SSID no frame do protocolo AX.25

bit	7	6	5	4	3	2	1	0
	C	R	R	S	S	I	D	X

Fonte: Autor “adaptado de” BEECH, 1998.

A Figura 14 ilustra os segmentos do identificador SSID. Definido seu conteúdo, os bits com a indicação 'R' são reservados, e devem ter o valor binário 1. A indicação 'S' 'S' 'I' 'D' se refere ao código de identificação das estações terrenas; no caso do LCP esse endereçamento foi simplificado apenas enviando o valor '0000'.

Diferente dos campos fixados no SSID, o bit 'C' tem grande relevância, pois é usado para diferenciar os frames em Comandos e Respostas (Command and Response frames). Assim, se o bit 'C' do SSID do Destiny Address for 1, e o bit 'C' SSID do Source Address for 0, o frame é identificado como um Comando. No caso inverso, a mensagem é identificada como uma Resposta. Caso os bits apresentem o mesmo valor lógico, o sistema deve identificar isso como um erro.

O último bit do SSID, identificado como 'x', tem a proposta de informar o término do envio dos endereços, de forma que o bit 'x' do último byte SSID transmitido deve ter valor igual a 1. Esse método para indicar o término dos endereços só é possível pois todos os bytes de caracteres estão deslocados e em nenhum caso terão o menor bit com valor 1, justificando inclusive o uso do ASCII7.

A seguir é apresentado uma figura com uma possível sequência de endereçamento. O exemplo mostra o início de um frame de Resposta, enviado do dispositivo com endereço 'LCP 01' para o dispositivo 'FEIBS1'.

Figura 15 – Exemplo de endereçamento no protocolo AX.25

Segmento/ASCII	Binário	Hex
Flag	01111110	0x7E
L	10011000	0x98
C	10000110	0x86
P	10100000	0xA0
space	01000000	0x40
0	01100000	0x60
1	01100010	0x62
SSID	01100000	0x60
F	10001100	0x8C
E	10001010	0x8A
I	10010010	0x92
B	10000100	0x84
S	10100110	0xA6
1	01100010	0x62
SSID	11100001	0xE1

Fonte: Autor “adaptado de” BEECH, 1998.

Prosseguindo com a descrição das divisões gerais do frame, o segmento seguinte aos endereços é denominado Control. Esse byte então implementa a numeração sequencial dos frames, de forma a organizar as mensagens durante a comunicação entre os dispositivos. Além disso, ele identifica o tipo de frame (*S*, *I* e *U*), visto que os próximos blocos (PID e Information) podem não estar contidos na mensagem, como no caso do Supervisory frame. Esse segmento foi definido, na comunicação do LCP, em sua forma reduzida, sendo utilizado um único byte para as funções de controle (o protocolo permite a versão estendida do Control, usando 2 bytes). A Figura 16 ilustra as divisões dos bytes Control em ambos os frames usados na comunicação:

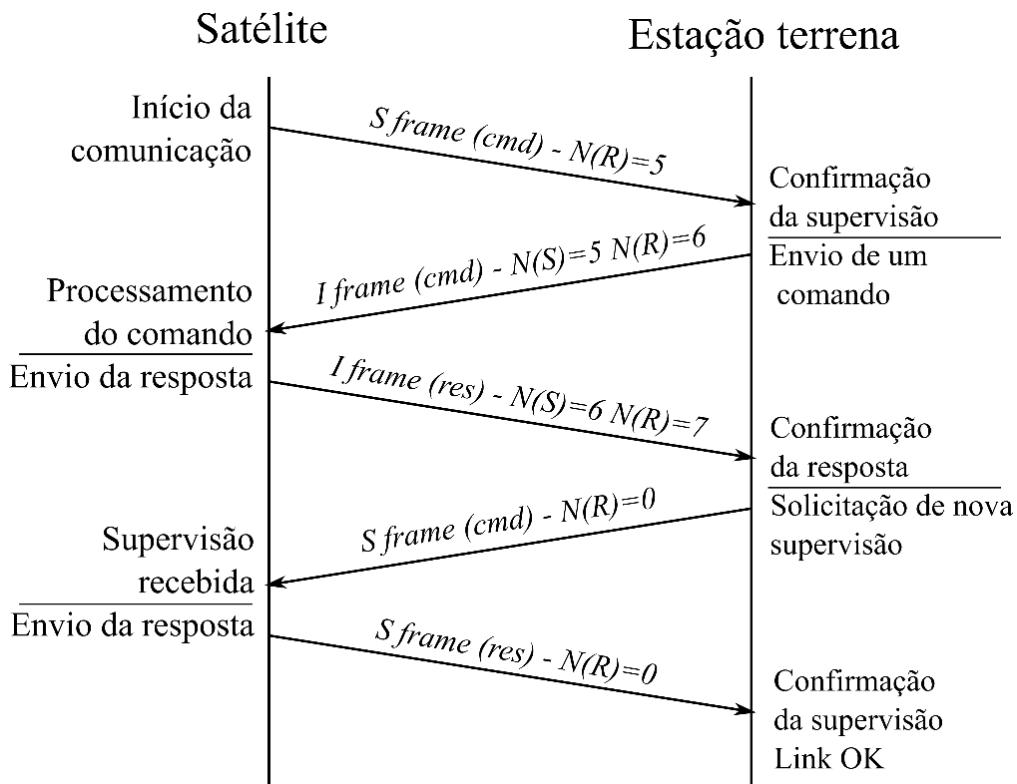
Figura 16 – Divisões do byte Control nos frames do protocolo AX.25

bit	7	6	5	4	3	2	1	0
<i>Iframe</i>		N(R)		P		N(S)		0
<i>Sframe</i>		N(R)		P/F	S	S	0	1

Fonte: Autor “adaptado de” BEECH, 1998.

Da figura, nota-se que o campo Control é usado de forma similar nos frames, onde os valores 'N' tem como objetivo conceder a cada mensagem um número de referência sequencial, entre zero e sete (codificação em 3 bits). No frame de informação, porém, existem dois números sequenciais, onde o N(S) é o número da mensagem e o N(R) o valor esperado para a mensagem seguinte (resposta).

Figura 17 – Exemplo de sequência de mensagens trocadas utilizando a numeração definida no protocolo de comunicação do LCP



Fonte: Autor.

Deve ser mencionado que esse processo de numeração de mensagens é muito utilizado em telecomunicações, e foi uma excelente adição ao protocolo de comunicação implementado no LCP, de forma que a resposta dos comandos e requisição de leituras enviados ao LCP sejam

devidamente associadas ao frame de comando enviado. Com isso, existe uma garantia maior na integridade das informações recebidas do componente, além de melhorar a comunicação em ambientes onde múltiplos equipamentos enviam mensagens ao satélite.

No caso dos frames de supervisão o protocolo estipula que não seja enviado um número próprio da mensagem. Isso ocorre, pois, a informação N(S) é substituída por dois bits 'S', com o intuito de identificar o status do dispositivo de comunicação, definidos em 4 estados diferentes (dois bits). No caso do LCP apenas dois estados estão previstos, o Receiver Ready (RR), e o Receiver Not Ready (RNR), codificados com os valores '00' e '01', respectivamente. Para a maioria das mensagens trocadas entre o LCP e a estação terrena, está definido como padrão o envio do status RR, de forma a não complicar excessivamente a máquina de estados do software e mostrar que os módulos sempre estarão aptos a receber mensagens. O estado RNR então indica uma falha nos subsistemas do LCP.

Além da numeração dos frames, é reservado no segmento Control um bit para a indicar a requisição de uma resposta imediata no recebimento de uma mensagem, definido como '**P/F**' (Poll/Final). Essa aplicação então define os procedimentos de timeout no link, indicando a prioridade no processamento das informações recebidas e envio de cada resposta. Apesar disso, os tempos de resposta e procedimentos na recepção de comandos pelo LCP foram resolvidos de forma mais simplificada no software de voo, sem necessitar do bit '**P/F**' para controlar as trocas de mensagem.

Finalmente, o último bit do Control indica se o frame é Supervisory ou Information, onde o valor lógico 0 representa um *Iframe*. O valor lógico 1 então representa um *Sframe*, caso o anterior for 0, de acordo com a Figura 16.

Observando a composição dos frames, um *Sframe* já pode ser definido, se adicionado o segmento para identificação de erros, como exemplifica a Figura 18. Esse frame então demonstra a formatação completa dos campos enviados nas mensagens de supervisão.

Figura 18 – Exemplo de um S frame do protocolo de comunicação do LCP

Octeto	Segmento/ASCII	Binário	Hex
-	Flag	01111110	0x7E
A1	F	10001100	0x8C
A2	E	10001010	0x8A
A3	I	10010010	0x92
A4	L	10011000	0x98
A5	C	10000110	0x86
A6	P	10100000	0xA0
A7	SSID	11100000	0xE0
A8	F	10001100	0x8C
A9	E	10001010	0x8A
A10	I	10010010	0x92
A11	B	10000100	0x84
A12	S	10100110	0xA6
A13	2	01100100	0x64
A14	SSID	01100001	0x61
A15	Control	00100001	0x21
A16-A60	Empty	xxxxxxxx	0xHH
A61	Header CS	00010010	0x12
A62	Empty	xxxxxxxx	0xHH
-	Flag	01111110	0x7E

Fonte: Autor “adaptado de” BEECH, 1998.

Na mensagem de exemplo nota-se, pelos bytes SSID, que se trata de um frame de Comando, enviado pelo dispositivo 'FEIBS2' ao dispositivo 'FEILCP'. Pelo Control byte (0x21) é possível definir que este é um *S frame*, com N(R) = 1, e que o dispositivo está Ready to Receive. Nesse caso, os bytes de dados não são implementados (característica dos frames de Supervisão), e, portanto, permitem uma resposta mais rápida pelo dispositivo receptor.

O protocolo ainda reserva uma divisão, no final de cada frame, para a implementação de um código de identificação de erros; no caso do AX.25 ele presume o uso de um CRC, assim como no pacote do rádio. Por conta disso, foi decidido substituir o cálculo do CRC na camada de acesso por um outro processo para identificar erros, chamado de Checksum (CS). Esse processo consiste em calcular o complemento de 2 binário (LATHI, 2012) dos bytes que se deseja codificar, de forma que na recepção do sinal, todos os bytes da mensagem sejam somados ao CS enviado. Caso a operação resulte em um valor diferente de zero, alguma inversão ou alteração nos bits ocorreu. No protocolo adaptado, o campo para detecção de erro foi separado

em duas partes, um byte de CS para os campos definidos como Header (Endereços, SSID, Control e PID) e um byte de CS para o campo Information.

Notavelmente, o uso de um segundo processo de identificação de erros seria de pouca relevância, pois, no caso de um erro no pacote do rádio, as informações não são repassadas à FIFO, sendo imediatamente descartadas. O uso do segundo processo de identificação então tem a função de preservar as informações no processo de escrita dos bytes na fila do SX1276, sendo transmitidos no barramento SPI em trilhas de cobre desenhadas na placa principal, que eventualmente podem ocasionar um ruído na transmissão e alterar os valores lidos pelo MCU ou pelo próprio módulo de comunicação.

As duas divisões restantes dos frames a serem apresentadas são o Protocol Identification (PID) e o campo Information, segmentos presentes apenas no *I frame* (Figura 19), que contém, respectivamente, a identificação do protocolo de camada de aplicação e os dados da mensagem.

Figura 19 – Exemplo de I frame do protocolo AX.25 adaptado ao contexto do LCP

Octeto	Segmento/ASCII	Binário	Hex
-	Flag	01111110	0x7E
A1	F	10001100	0x8C
A2	E	10001010	0x8A
A3	I	10010010	0x92
A4	B	10000100	0x84
A5	S	10100110	0xA6
A6	1	01100010	0x62
A7	SSID	01100000	0x60
A8	F	10001100	0x8C
A9	E	10001010	0x8A
A10	I	10010010	0x92
A11	L	10011000	0x98
A12	C	10000110	0x86
A13	P	10100000	0xA0
A14	SSID	11100001	0xE1
A15	Control	10000110	0x86
A16	PID	11110000	0xF0
A17-A60	Data	xxxxxxxx	0xHH
A61	Header CS	10101111	0xAF
A62	Info CS	yyyyyyyy	0xHH
-	Flag	01111110	0x7E

Fonte: Autor “adaptado de” BEECH, 1998.

O campo de informação então será usado para implementar um protocolo de aplicação próprio do LCP, desenvolvido nesse projeto, organizando os comandos e outras informações que poderão ser enviadas e recebidas, usando o espaço reservado de 44 bytes. Devido ao protocolo do LCP ser individual do projeto, o código PID usado foi o valor 0xF0, tabelado na documentação do AX.25 como: "No layer 3 protocol implemented". A Figura 19 mostra um exemplo de um frame de informação com os campos descritos.

Toda a estrutura necessária para implementar o protocolo descrito será desenvolvida usando a linguagem de programação C, inserida diretamente na operação do software de voo. Na secção de Metodologia, mais fundamentos do protocolo adaptado serão apresentados na implementação prática da estrutura de mensagens no software de voo, de forma a garantir a confiabilidade da comunicação envolvendo o protótipo apresentado.

2.3.1.4 Antena

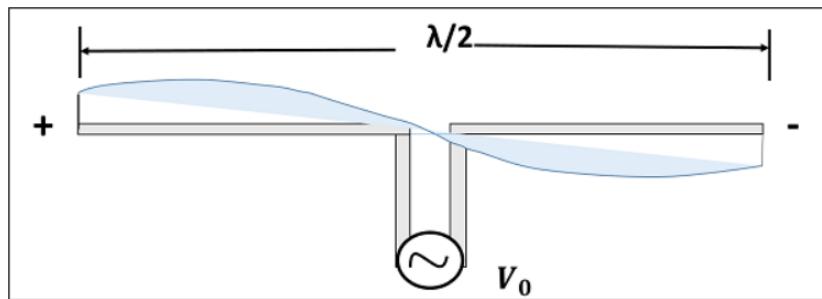
De acordo com Leithold (1991) antena é a transição entre a propagação guiada e a propagação não-guiada (espaço), sendo que esta pode variar conforme a finalidade a que se destina, ou seja, numa forma mais geral, é um dispositivo desenhado de maneira a transmitir ou receber energia e pode operar no modo transmissão e recepção. Quando está no modo recepção, ela é capaz de converter ondas eletromagnéticas em correntes elétricas já na transmissão ocorre o contrário e ela transforma corrente elétrica em ondas eletromagnéticas, sendo que além disso antenas possuem uma frequência ressonante, a qual é a frequência em que ela foi feita operar ou seja captar ou enviar sinais.

Após a análise, pesquisa e estudo de todas as opções viáveis foram elencadas três tipos de antenas: dipolos, patch retangular e helicoidal; sendo que durante o período previsto no cronograma todas foram avaliadas e simuladas para que no final a melhor pudesse ser escolhida tendo em vista as três principais características necessárias para o nosso satélite: tamanho da antena, o seu ganho e a largura de banda. Nos próximos parágrafos serão abordadas algumas das vantagens das antenas citadas acima, sendo que no projeto iremos utilizar três antenas (uma para a estação terrena Tx, uma para a estação terrena Rx e uma para o LCP).

Para Balanis (2016) a antena mais simples existente é a dipolo, sendo que a mesma é mais comumente um fio ou haste metálica com um ponto de alimentação localizado no seu centro além de na maioria das vezes ela possui dois braços irradiantes e simétricos e algumas das suas variações são: o dipolo infinitesimal (dipolo hertziano), dipolo de meia onda, dipolo de quarto de onda e o dipolo dobrado, sendo que a mesma será mostrada na figura abaixo. Já

para Lee (1993), em sua obra *Antenna Handbook*, a antena dipolo é uma antena muito recomendada dependendo do projeto que será realizado pois a mesma possui uma radiação isotrópica, ou seja, para todos os lados (360°) além de também ser uma antena com comprimento pequeno dependendo da frequência utilizada.

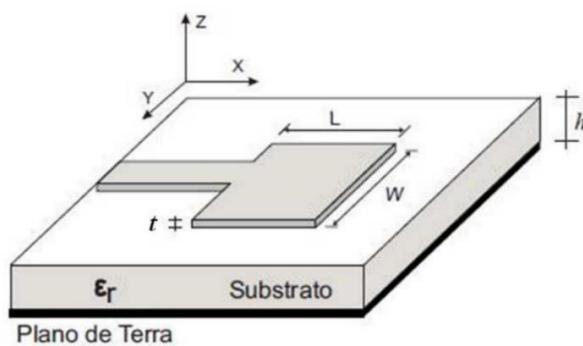
Figura 20 – Dipolo meia-onda



Fonte: BALANIS, 2015.

Grilo (2012) diz que os parâmetros mais importantes no desempenho de antenas são: diagrama de irradiação, diretividade e ganho, eficiência, largura de banda, polarização, impedância de entrada e fator de qualidade. A antena patch retangular é a configuração mais conhecida nos dias atuais como antenas de microfita conforme Grilo (2012), sendo conhecidas como antenas impressas que necessitam de um substrato para operar na frequência e no modo desejado, sendo que um exemplo será mostrado na figura a seguir. Essas antenas também possuem alguns métodos de alimentação específicos que podem ser utilizados de acordo com necessidade do usuário que são: alimentação via sonda coaxial, alimentação via linha de microfita e as antenas patch retangulares possuem alguns métodos de alimentação por acoplamento e balluns.

Figura 21 – Patch antena retangular



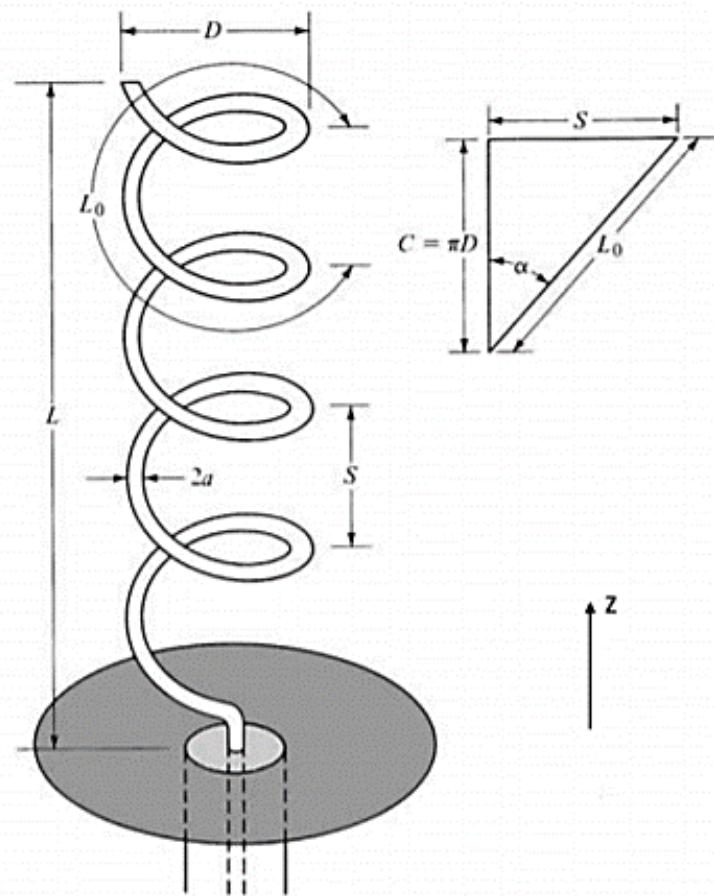
Fonte: GRILLO, 2012.

A Figura 21 ilustra as dimensões relevantes no projeto da antena patch. Deve ser mencionado que os parâmetros de construção influenciam consideravelmente no diagrama de

radiação, além do formato e substrato definirem as frequências de operação e o casamento de impedâncias, considerando inclusive o uso das microstrips na alimentação.

Almeida (2018) diz que uma antena helicoidal consiste em um fio de metal condutor enrolado no formato helicoidal com um plano de terra no ponto de alimentação e esse tipo de antena geralmente é alimentada pela sua parte inferior através de um cabo coaxial. Os principais parâmetros de uma antena helicoidal são: o seu diâmetro (D), o diâmetro da circunferência (C), o número de voltas (N), o espaçamento vertical entre as voltas (S), o ângulo de inclinação (α) e na Figura 22 podemos ter uma visualização melhor dessa antena. As antenas helicoidais podem ser projetadas de diversas maneiras diferentes devido aos seus parâmetros e na maioria das vezes apresentam um ganho elevado.

Figura 22 – Antena helicoidal



Fonte: ALMEIDA, 2018.

2.3.2 Dispositivos de telemetria

A morfologia do termo Telemetria, do Grego *tele* “remoto” e *metron* “medida”, implica na coleção de medidas, sinais ou dados originários de um sistema remoto intangível.

Como requisito geral, satélites e sistemas aeroespaciais, além de requerer arquiteturas robustas com mecanismos de redundância, dispõem de dados de telemetria. As interfaces de radiofrequência possibilitam estabelecer um enlace de downlink para as estações terrestres, o qual em seu payload (conteúdo) carrega dados de telemetria com informações de operação, órbita, dados científicos, confirmações de comandos recebidos e leitura de memórias (ESA, 2020).

Variando-se em arquitetura, varia-se quanto aos parâmetros necessários de monitoramento. Assim, fica restrito ao escopo deste LCP o monitoramento dos parâmetros de tensão – para predição da estabilidade elétrica, corrente – para a predição da autonomia, temperatura – para monitoramento e coleta científica, luminosidade – para estudos de orientação com base na intensidade luminosa e GPS – para orientação terrestre em baixa órbita.

2.3.2.1 Monitor de tensão

Componentes eletrônicos invariavelmente de suas tecnologias, Metal-Oxide-Semiconductor (MOS) ou Transistor-Transistor Logic (TTL), incluindo-se os sistemas digitais disponíveis no mercado, possuem limites mínimos e máximos de operação de forma a garantir sua correta polarização, diferenciação dos sinais de entrada e níveis de saída, em casos, ficando restritos a um limiar (patamar) com margens mínimas de flutuação de tensão (SEDRA, 2005).

A modelagem do sistema de alimentação do LCP como apresentada na seção 2.3.3, leva em consideração a garantia da autonomia por longos períodos sem captação de energia solar, portanto, demandou da escolha de componentes com alta eficiência e baixo consumo. O nível de tensão padrão de mercado para componentes desta categoria é de 3,3 V (volts).

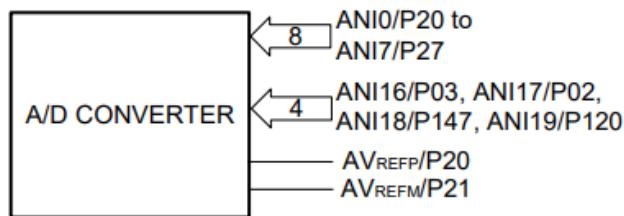
Tomando o subsistema de comunicação como exemplo, este fazendo uso de um rádio LoRa operando a 915 MHz, possui um limiar mínimo experimental de 3,0 V para a correta operação sem prejuízo à qualidade dos sinais de radiofrequência, evidenciando a necessidade de monitoramento do nível de tensão disponibilizado pelo sistema de alimentação.

O parâmetro de tensão, além de impactar diretamente na estabilidade dos subsistemas, possui grande relevância para o monitoramento da vida útil das baterias, servindo de

diagnóstico e assegurando a troca para o sistema backup de bateria mediante o atingimento de um limiar mínimo, garantindo o fornecimento estável de energia ao sistema.

Como sendo um dado de telemetria, este parâmetro necessita ser amostrado, processado e disponibilizado via downlink para as estações terrestres. As conversões dos sinais analógicos (tensão) para a formatação digital são realizadas no hardware dedicado do Computador de bordo, fazendo o uso de múltiplos canais ADC integrados.

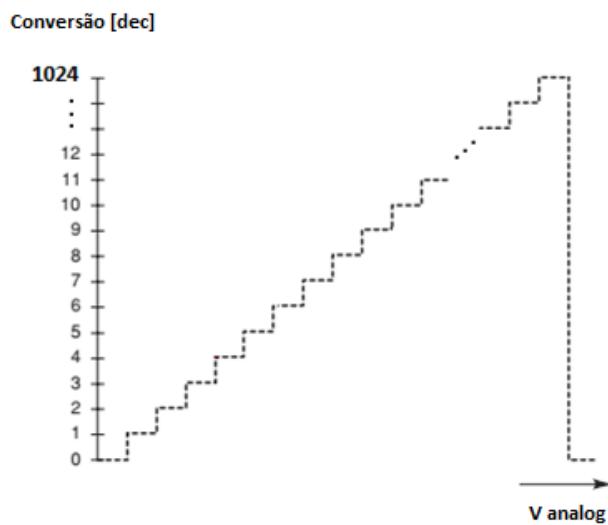
Figura 23 – Conversor ADC integrado de 12 canais



Fonte: RENESAS, 2018.

A resolução de 10 bits foi adotada como padrão para operação em todos os canais analógicos por garantir uma melhor precisão na amostragem dos sinais analógicos oriundos dos diferentes sensores disponíveis no LCP, sendo os cálculos apresentados a seguir, a base de conversão ADC utilizada pelo controlador central e replicável para toda amostragem realizada.

Figura 24 – Quantização em 10 bits



Fonte: TOCCI, 2011.

A quantização do sinal analógico é obtida fazendo uso da expressão que segue, onde 1024 representa 2^n , para n igual a 10 bits:

$$Leitura_{10bits}[dec] = INTEIRO \left(\frac{V_{Ain} - AV_{REFm}}{AV_{REFp} - AV_{REFm}} \times 1024 + 0,5 \right) \quad (3)$$

Legenda:

INTEIRO – Operador inteiro

V_{Ain} – Valor de tensão amostrado no canal [V]

AV_{REFm} – Valor de tensão de referência negativa [V]

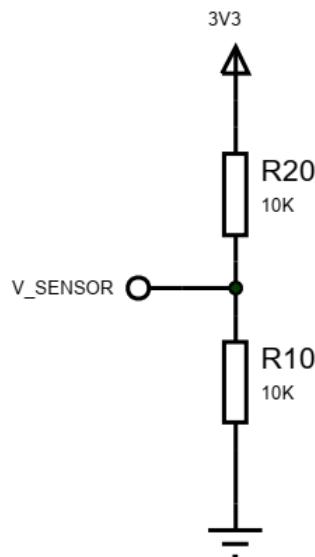
AV_{REFp} – Valor de tensão de referência positiva [V]

Da expressão é possível deduzir a resolução mínima e a máxima amplitude de conversão do módulo ADC, sendo a menor variação na entrada do canal de forma a produzir o incremento ou decremento dos valores das conversões armazenados nos registradores do MCU em 1 unidade, uma resolução de 3,22 mV, e a máxima amplitude possível de conversão de 3,30 V.

Uma vez determinados a resolução e limites de operação do módulo conversor analógico para digital, podemos definir a arquitetura dos sensores, sua precisão e resolução.

Para o monitor de tensão, foi atribuído um circuito divisor de tensão básico de fácil implantação e baixo consumo.

Figura 25 – Circuito divisor de tensão



Fonte: Autor.

$$V_{sensor} = \frac{R10}{R10+R20} = 0,5 \times V_{cc} \quad (4)$$

Da leitura de V_{sensor} teremos a leitura de V_{cc} como:

$$V_{cc} = 2 \times [ADC(V_{sensor}) \times Resolução_{adc}] \quad (5)$$

Sendo $ADC(V_{sensor})$ o valor da conversão analógica e $Resolução_{adc}$ igual a 3,22 mV. Observa-se que o valor ideal da conversão analógico/digital para este monitor de tensão em operação normal será de 512, o que corresponde à metade da escala de conversão (1024), justificando a topologia divisora de tensão.

2.3.2.2 Monitor de corrente

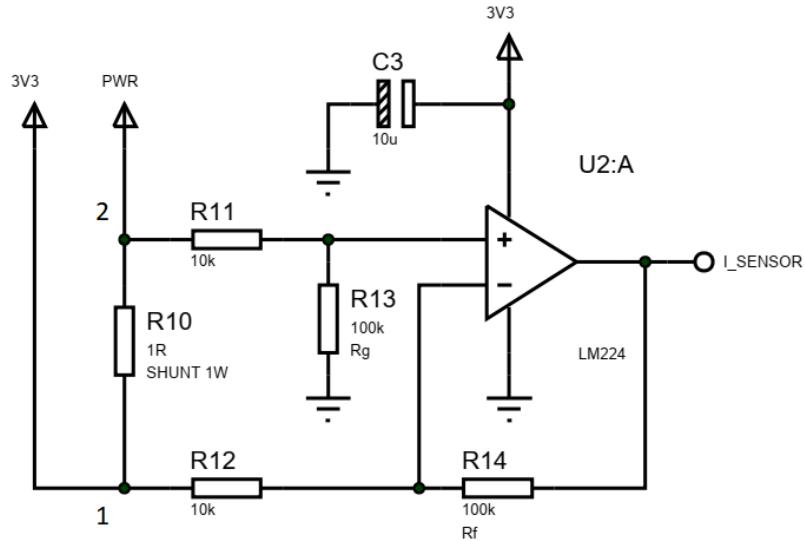
Para que a correta predição da autonomia do sistema de potência do LCP seja possível, se faz necessária a leitura da corrente de consumo de forma precisa e com resolução adequada. Visto que o sistema foi idealizado para um baixo consumo, este na ordem de 150 mA, variações de mesma ordem de grandeza necessitam de monitoramento por impactar na prolongação ou redução de autonomia de forma significativa.

De forma geral, o monitoramento do consumo de corrente é um parâmetro de telemetria tão importante quanto ao monitoramento de tensão, sendo complementar a este, pois possibilita a detecção de consumo anômalo, tomada de decisão para acionamento do sistema de alimentação secundário ou ainda orientar para a redução do consumo, visto que alguns módulos possibilitam operar em modos avançados de baixo consumo, processando apenas informações críticas para operação do LCP.

A amostragem da corrente que circula em um circuito elétrico ou eletrônico pode se dar de duas formas, direta – na qual há conexões elétricas com adição de componentes adicionais ao circuito, ou indireta – onde há um acoplamento eletromagnético de forma a estipular a corrente real pela indução gerada no dispositivo leitor.

Com correntes na ordem de 10^{-3} A, a opção para amostragem de consumo do sistema em estudo fica restrita à forma direta, a opção para amostragem indireta para circuitos eletrônicos de baixo consumo se dá através de sensores de Efeito Hall (Hall Effect), porém frente sua baixa disponibilidade no mercado brasileiro com as características de corrente e resolução requeridas, a utilização deste foi descartada, o que pela forma direta nos leva a arquitetura de um amplificador de diferenças com resistor de shunt – resistor com baixa resistividade a alta dissipação térmica (SEDRA, 2005).

Figura 26 – Amplificador de diferenças como monitor de corrente de consumo



Fonte: Autor.

A configuração de um Amplificador Operacional como amplificador de diferenças, em conjunto com o resistor de shunt, maximiza quaisquer variações na queda de tensão sobre este resistor sendo, portanto, diretamente proporcional ao consumo de corrente do sistema. Isso torna possível a amostragem das variações de corrente em forma de variações de tensão, agora quantizada pelo módulo ADC.

Da expressão do amplificador de diferenças:

$$I_{sensor}[V] = \left[\frac{(R_f + R_{12}) \times R_g}{(R_g + R_{11}) \times R_{12}} \right] \times V_2 - \left(\frac{R_f}{R_{12}} \right) \times V_1 \quad (6)$$

Adotando-se valores de $R_{11} = R_{12}$ e $R_g = R_f$ para sua simplificação, chega-se à expressão simplificada:

$$I_{sensor}[V] = \frac{R_f}{R_{12}} \times (V_2 - V_1) \quad (7)$$

Como pode ser observado na equação (7), o ganho aplicado à variação de tensão sobre o resistor de shunt irá caracterizar a relação entre a corrente e o valor analógico de tensão a ser amostrado pelo ADC do MCU, assim, com os valores adotados para R_f e R_{12} obtém-se um ganho de 10 V/V.

Desconsiderando-se o Slew Rate (SEDRA, 2005) e adotando uma resolução mínima na saída do Amplificador Operacional de 5 mV com base em suas características elétricas, fazendo

o cálculo inverso chegamos à uma diferença mínima entre V_2 e V_1 de 0,5 mV, representando uma leitura de corrente mínima de 0,5 mA, portanto, sua resolução.

Da leitura de I_{sensor} teremos a leitura da corrente de consumo I_{cc} como:

$$I_{cc} = \frac{[ADC(I_{sensor}) \times Resolução_{adc}]}{10} \quad (8)$$

Sendo $ADC(I_{sensor})$ o valor da conversão analógica e $Resolução_{adc}$ igual a 3,22 mV.

2.3.2.3 Sensores de temperatura

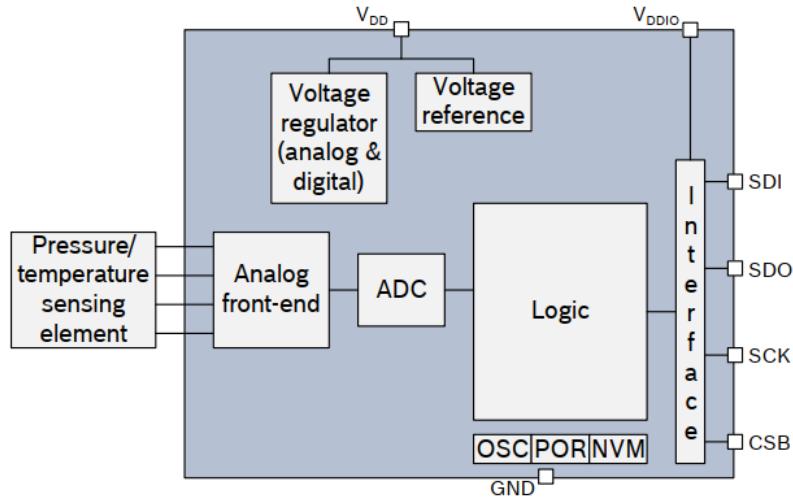
Temperatura é caracterizada como sendo um dos fatores limitantes presentes em quaisquer sistemas, impactando na forma como estes se comportam frente às variações impostas pelo meio, sendo ainda um parâmetro importante na composição dos limites máximos de operação de componentes eletrônicos e baterias.

No escopo deste estudo, definiram-se limites de operação entre 0°C a 60°C, visto que há a utilização de componentes comerciais padrões de mercado apenas, não sendo estes de categoria especial para operação em ambientes com temperatura elevada e radiação ionizante.

O LCP comporta dois métodos para a amostragem da temperatura, o primeiro sendo digital, fazendo a utilização do barramento SPI para leitura da temperatura nominal do sistema, e o segundo na forma analógica, para amostragem das temperaturas das baterias principal e secundária.

A leitura de temperatura no formato digital, obtida através da aquisição dos dados via interface SPI, fornece acesso aos registradores do módulo BMP280 os quais comportam valores de conversão de temperatura amostrados, pois como se observa na figura 27, este comporta um conversor ADC integrado ao seu hardware, disponibilizando a amostragem da temperatura no formato digital e livre de oscilações (BOSCH, 2015). Para os testes de bancada da plataforma, o BMP280 ainda proporciona leituras de pressão com considerável precisão (0,18 Pascal), podendo ser um parâmetro útil para comprovar a capacidade de processamento ao computador de bordo com a adição de mais informações na comunicação com as estações remotas.

Figura 27 – Diagrama de blocos do módulo BMP280



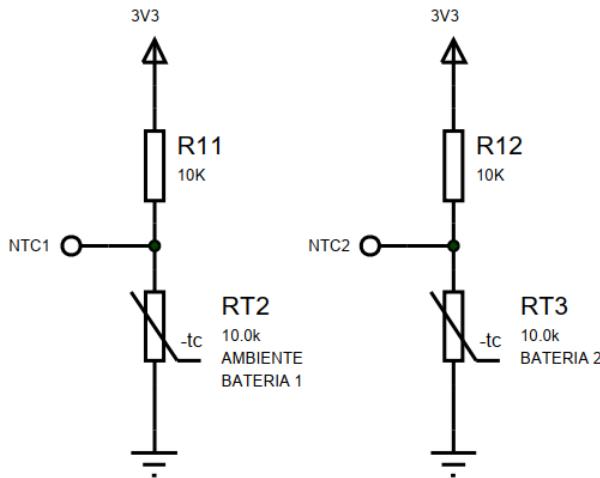
Fonte: BOSCH, 2015.

O processo de amostragem e quantização é análogo ao do ADC incorporado ao hardware do MCU do LCP, porém o módulo BMP280 apresenta resolução superior de 16 bits (a leitura pode ser realizada com até 20 bits de precisão), o que possibilita a leitura de variações de temperatura na ordem de 0,005 °C.

Na configuração desenvolvida para o LCP a precisão absoluta foi limitada à 0,01 °C, usando o sensor no modo de resolução em 17 bits. Analisando as outras configurações, nota-se que a confiabilidade das leituras com maiores precisões demandaria um tempo de amostragem de vários ms (na precisão máxima o tempo necessário para se extrair a leitura é de 4000 ms, BOSCH, 2015), impossibilitando a resposta rápida pelo nano satélite em face de uma requisição da estação terrena. Dessa forma, foi decidido manter a precisão em um nível mais baixo, mas que atende perfeitamente as condições de operação do protótipo, preservando a eficiência da comunicação com as estações.

Da leitura de temperatura na forma analógica, os valores amostrados pelo ADC incorporado ao MCU do LCP e referentes às temperaturas das baterias principal e secundária são obtidos a partir de um divisor de tensão similar ao apresentado no tópico 2.3.2.1 e conforme arquitetura definida na Figura 28.

Figura 28 – Amostragem de temperatura, sensores NTC



Fonte: Autor.

O comportamento resistivo dos sensores NTC às variações de temperatura se dá de forma exponencial, podendo sua resistência R_{NTC} ser definida pela expressão:

$$R_{NTC}(t) = R_0 \times e^{\beta \times \left(\frac{1}{t} - \frac{1}{t_0} \right)} \quad (9)$$

Sendo:

$R_0 = 10^4 [\Omega]$, resistência nominal do NTC a 25°C

$\beta = 2904 [K]$, coeficiente de variação térmica a 25°C

t – Temperatura medida em Kelvin

$t_0 = 298 [K]$, temperatura de referência 25°C em Kelvin

Do circuito divisor, Figura 28, obtemos a expressão que irá correlacionar as variações de resistência por temperatura com o valor de tensão a ser amostrado pelo ADC como sendo:

$$V_{NTC}[V] = \frac{R_{NTC}}{10^4 + R_{NTC}} \times V_{cc} \quad (10)$$

Ainda, como parâmetro do NTC, temos que sua variação é de $\pm 10\%$, o que gera uma ordem de grandeza de imprecisão na determinação de sua variação em resistência de $\pm 10^3 \Omega$, que convertido em temperatura equivale a uma incerteza de $\pm 0,1^\circ\text{C}$.

Comparados o valor de tensão para a temperatura de referência, 25,0 °C, com o valor da incerteza somado a mesma temperatura de referência, 25,1 °C, obtém-se um desvio em leitura de tensão equivalente a 3mV, este, inferior a resolução do ADC utilizado.

Portanto, o desvio da conversão em porcentagem pode ser obtido através da expressão:

$$\%Desvio = \frac{Resolução_{ADC} - 3 \times 10^{-3}}{Resolução_{ADC}} \times 100 = \pm 6,83\% \quad (11)$$

Da leitura de V_{NTC} e trabalhando as expressões (9) e (10) obtemos a leitura de temperatura em °C acrescida de sua incerteza:

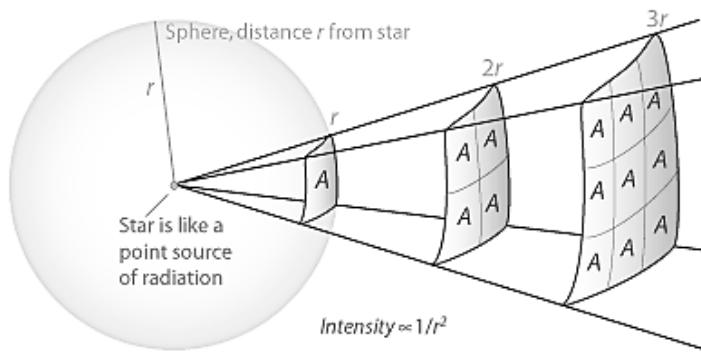
$$T[°C] = \left\{ \frac{298}{\ln\left\{\frac{ADC(V_{NTC}) \times Resolução_{adc} \pm 6,83\%}{V_{cc} - [ADC(V_{NTC}) \times Resolução_{adc} \pm 6,83\%]} + \beta\right\}} - 273 \right\} \quad (12)$$

Sendo $ADC(V_{NTC})$ o valor da conversão analógica e $Resolução_{adc}$ igual a 3,22 mV.

2.3.2.4 Sensores de luminosidade

A quantidade de luz natural emitida por um corpo celeste pode caracterizar sua energia, sendo sua intensidade assim como a de quaisquer ondas eletromagnéticas, definida como sendo proporcional e inversa ao quadrado da distância no espaço.

Figura 29 – Relação de propagação de onda eletromagnética no espaço livre



Fonte: Autor, “adaptado de” CSIRO, 2020.

Do Sistema Internacional de Unidades (SI), luminosidade [*lux*], pode ser definida como sendo a intensidade luminosa em *lumens* por unidade de área em m^2 .

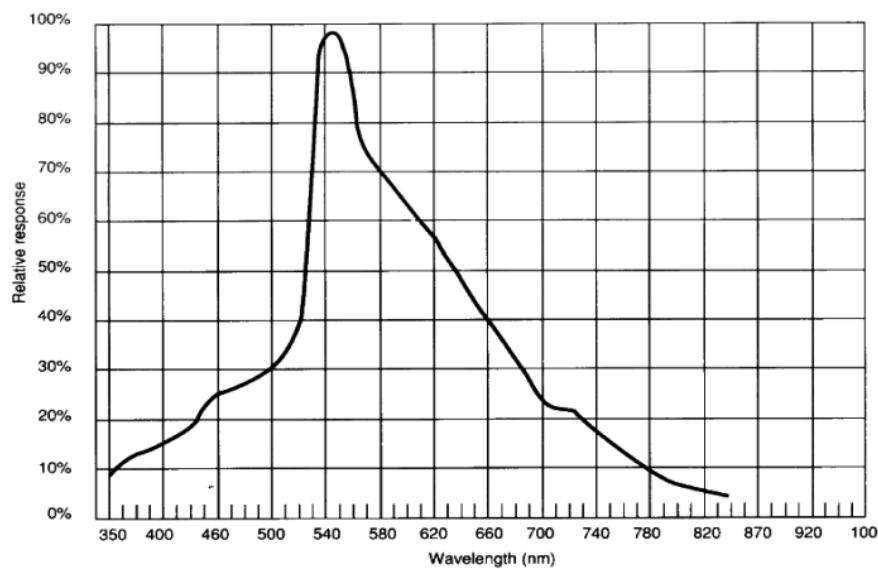
Do objeto de estudo, LCP, sem capacidade em sua arquitetura para dispor de câmeras térmicas e sensores de luminosidade de alta precisão, optou-se pela utilização de LDR – Light

Dependent Resistor como receptores de luminosidade dispostos em cada uma das faces do LCP e objetivando levantar dados para estudo do comportamento luminoso do meio de forma a comprovar se a relação mesmo que aproximada de energia e distância da origem luminosa se faz possível com métodos de baixo custo.

Das características elétricas dos LDRs obtemos seu limite de operação restrito a variações em resistência de $400\ \Omega$ a $9\ k\Omega$, representando limites de leitura na faixa de $10\ lux$ a $1000\ lux$.

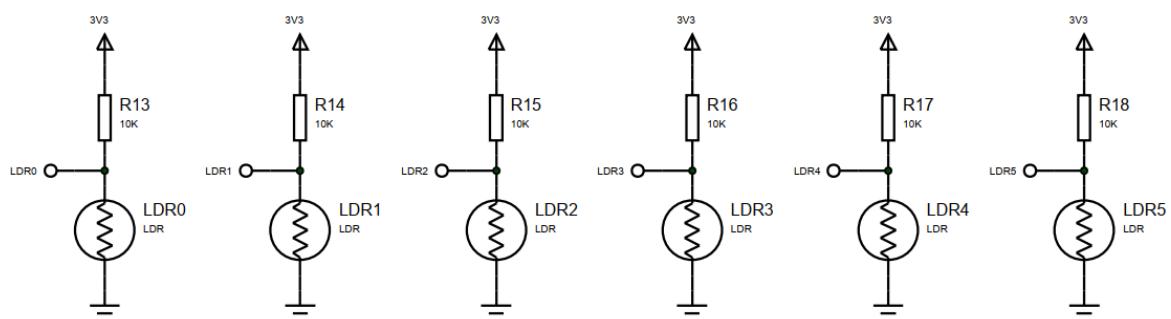
Outra característica intrínseca ao LDR é sua resposta relativa frente a diferentes comprimentos de onda, caracterizando sua eficiência em resposta a variações no espectro luminoso, obtendo melhor resposta na faixa dos $540\ nm$, cor verde, de maior sensibilidade ao olho humano, evidenciando sua aplicação de propósito geral.

Gráfico 1 – Resposta relativa a variações no espectro visível



Fonte: SUNROM, 2008.

Figura 30 – Circuito analógico para amostragem de luminosidade



Fonte: Autor.

A topologia expressa na Figura 30 possibilita relacionar as variações de tensão amostradas pelo ADC com alterações em resistência dos LDRs frente variações na intensidade luminosa a que são expostos através da equação:

$$R_{LDR}[\Omega] = \frac{[ADC(V_{LDR}) \times Resolução_{adc}] \times 10^4}{V_{cc} - [ADC(V_{LDR}) \times Resolução_{adc}]} \quad (13)$$

Determinada a resistência R_{LDR} , pode-se estipular a luminosidade pela aproximação do inverso do logaritmo com a expressão:

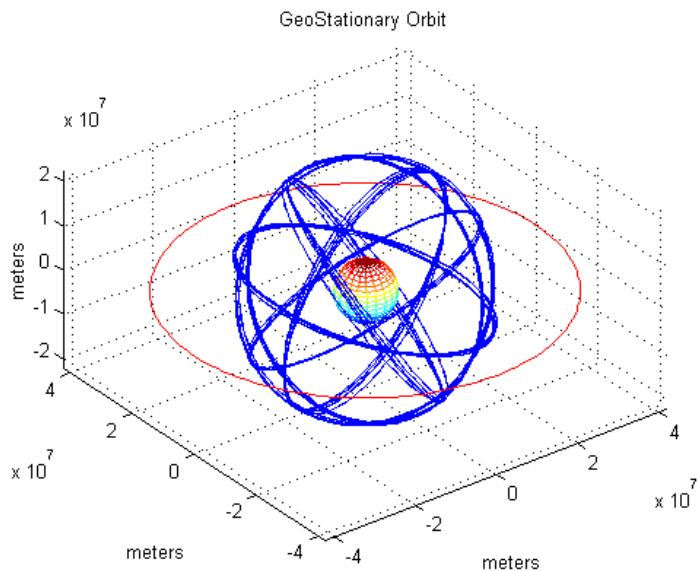
$$Luminosidade[lux] = 10^{[6,65 - 1,4 \times \log(R_{LDR})]} \quad (14)$$

2.3.2.5 Global Positioning System (GPS)

Com o passar das décadas, o Sistema de Posicionamento Global passou por alterações e modernização de sua constelação de satélites de forma a viabilizar a localização com alta precisão de aparelhos e módulos receptores na superfície terrestre, em telecomunicações, caracterizados como equipamento de usuário.

O sistema de GPS consiste em uma constelação de pelo menos 24 satélites em média órbita terrestre (Medium Earth Orbit, MEO) distribuídos em 6 planos de órbita geoestacionária, Figura 31, transmitindo dados aos equipamentos de usuário na forma de sinais de radiofrequência em duas faixas, L1 de 1575,42 MHz e L2 de 1227,60 MHz.

Figura 31 – Órbita geoestacionária



Fonte: UTEXAS, 2020.

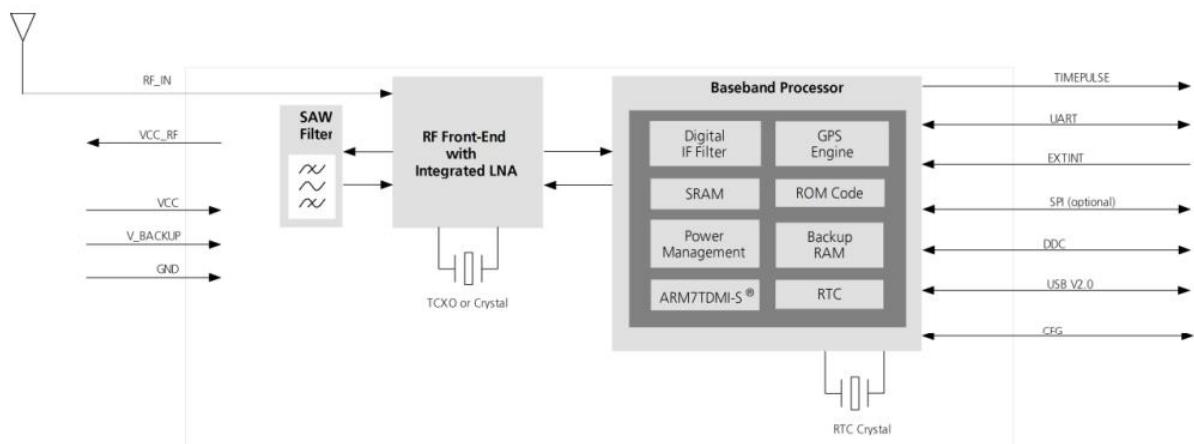
Cada satélite de GPS embarca um relógio atômico de alta precisão, enviando frames aos receptores contendo informações de sua órbita e de time stamp, ou seja, referência temporal com base no relógio atômico do GPS emissor. O receptor ao comparar as informações de órbita e time stamp de no mínimo 3 a 4 satélites de GPS emissores distintos, pode então determinar com precisão qual sua localização espacial na superfície terrestre.

O entendimento dos planos de órbita da constelação dos satélites de GPS, MEO ~20,200 km e do LCP, LEO ~500km, torna plausível o embarque de um receptor GPS para geolocalização, possibilitando determinar seu posicionamento ao longo de sua trajetória já que esta encontra-se muito abaixo dos satélites de GPS.

O módulo receptor de GPS NEO-6M (UBLOX, 2011) incorporado à arquitetura de hardware do LCP, possui modos de operação em economia de energia além de características de baixo consumo quando em operação normal.

A configuração dos modos de operação e leitura de parâmetros como número de satélites disponíveis, nível de sinal em dB, data, hora, latitude, longitude, altitude e velocidade encontram-se disponíveis mediante o acesso aos registradores do receptor pela interface SPI.

Figura 32 – Diagrama de blocos do receptor de GPS, NEO-6M



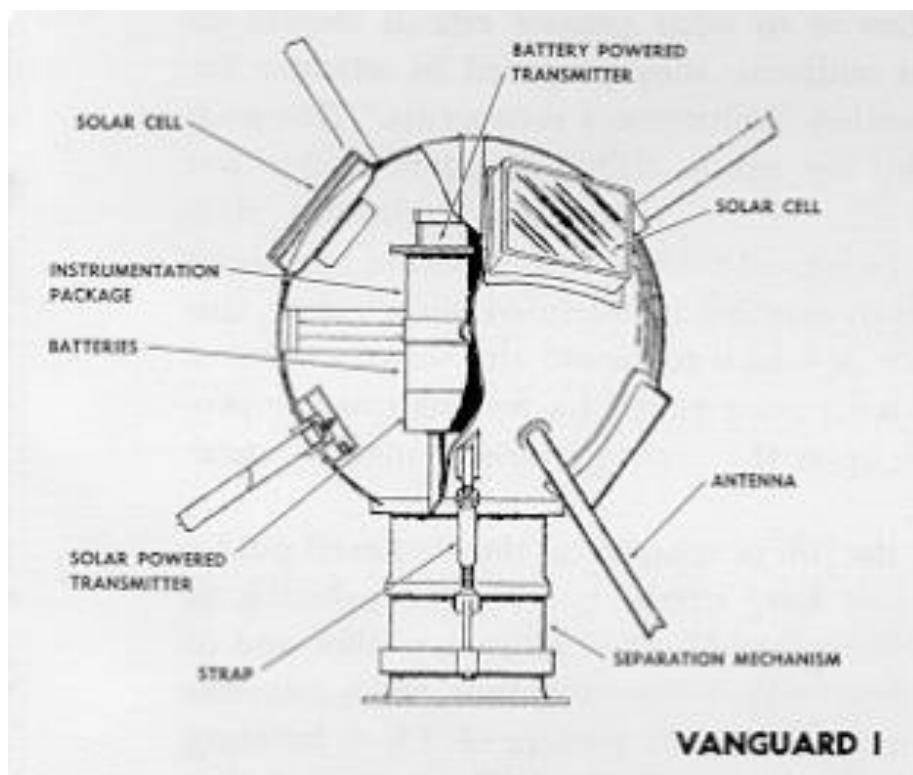
Fonte: UBLOX, 2011.

Apesar de sua arquitetura simples, em seu diagrama de blocos, Figura 32, o módulo receptor de GPS apresenta o emprego de técnicas de filtragem de ruído, onde o sinal recebido passa em um LNA de forma a maximizar ruídos seguindo para um filtro tipo Surface Acoustic Wave (SAW), que compõe um filtro RF passa faixas de baixo custo, agora podendo o sinal ser direcionado ao filtro digital IF, o qual representa um filtro passa baixas e quantização do sinal para disponibilizá-lo na forma digital ao processamento do módulo.

2.3.3 Subsistema de alimentação

Um dos primeiros satélites ao entrar em órbita Vanguard 1 em 1958, este foi o primeiro satélite a usar a combinação de placas solares e baterias, onde previamente somente se tinha o uso de baterias para o sistema de alimentação, como o usado no primeiro satélite Sputnik 1 e 2, mas esta combinação de placas solares e baterias se mostraram algo muito mais a prova de falhas, dado que as placas solares do Vanguard 1 possibilitaram manter comunicação por anos em que suas baterias terem falhado (AMERICASPACE, 2020).

Figura 33 – Ilustração do satélite Vanguard I



Fonte: AMERICASPACE, 2020.

Assim como o Vanguard 1, a maioria dos satélites modernos, incluindo o padrão CubeSat, conta com uma combinação de placas solares e baterias compondo seu subsistema de alimentação. No contexto do projeto do LCP, foram implementadas quatro placas solares de 6 V e 180 mA, combinadas a duas baterias de polímero de lítio.

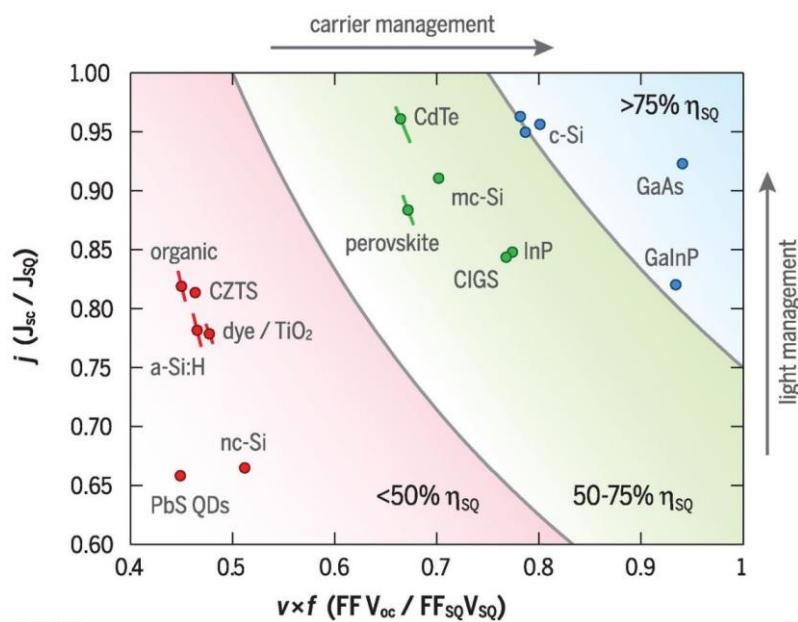
2.3.3.1 Células solares

Os painéis solares são construídos usando diversos materiais e tecnologias; os mais comuns possuem uma composição de silício, mono ou poli cristalinos, dopados com outro elemento, como o Arseneto de Gálio (GaAs) (SÁNCHEZ, 2019). O funcionamento das células que compõe os painéis depende da união p-n, sendo que a parte n que fica exposta aos raios

solares, e ao receber fótons, ambas as camadas possuem seus elétrons energizados assim tendo uma diferença de potencial e gerando energia. Os dopantes então são adaptados para se obter rendimentos maiores ou melhorar a condutividade dos materiais.

As células solares comumente usadas em missões espaciais utilizam a composição GaAs, mas outros dopantes também podem ser empregados, como o GaInP (Índio-Gálio-Fósforo) ou o Fosfato de Índo (InP), que possuem propriedades diferentes, alterando a eficiência do material fotovoltaico (η). Devido a suas dopagens e junções, como demonstrado no gráfico abaixo, é possível ter um maior potencial energético em um menor espaço, algo muito importante quando se trata de microssatélites, na definição dos materiais empregados nos painéis.

Gráfico 2 – Distribuição dos materiais de dopagem das células fotovoltaicas por nível de rendimento



Fonte: POLMAN, 2016.

Notavelmente, os dopantes com maior valor de η são aqueles usualmente empregados nos projetos espaciais, visto que a prioridade nas missões é obter a melhor eficiência possível, apesar dos altos custos desses materiais. Além disso, deve ser considerado que os valores teóricos do rendimento das junções dopadas, apresentados no Gráfico 2, são drasticamente reduzidos na produção das placas solares, resultando em valores reais de eficiência de aproximadamente 30% (NASA, 2020).

Em conjunto com as propriedades elétricas dos semicondutores fabricados para a operação no espaço, a relação de temperatura e eficiência também é um parâmetro relevante,

pois impacta no funcionamento das placas solares expostas diretamente a radiação luminosa do sol. Assim, as junções de GaAs são preferíveis inclusive por serem resistentes às variações drásticas de temperatura, além de manter suas propriedades mesmo com valores altos de temperatura de operação (SÁNCHEZ, 2019).

Em cube satélites de gama profissional certas técnicas de fabricação são fundamentais para o funcionamento eficiente dos materiais, inclusive no contexto dos projetos de CubeSat, garantindo que o hardware das placas seja compatível com as dimensões reduzidas dos modelos de nano satélites. Dessa forma, as células são fixadas em uma placa de circuito impresso, com uma camada de fita kapton para proteção, como ilustra a Figura 34.

Figura 34 – Composição das camadas de uma célula solar

Layer(s)	Material	Color / Finish	Purpose	Notes
Top	Kapton™ coverlay	Natural	Protection, emissivity	Solar cells cover the majority (>80%) of this surface. All copper floods (visible and under cells) are typically at chassis potential.
	soldermask	White	Reflectivity, marking	
	Copper sheet	ENIG	Interconnects, thermal, grounding	
Inner	FR4 or other laminate	Natural	Structural, isolates adjacent copper layers	Inner copper and substrate layers are repeated as required; heat flows through these layers, top-to-bottom.
	Copper sheet		Interconnects, thermal, grounding	
	FR4 or other laminate		Structural, isolates adjacent copper layers	
Bottom	Copper sheet	ENIG	Interconnects, thermal, grounding	This surface is typically devoid of any large components; it functions primarily as a conductive or emissive radiator. All copper floods are typically at chassis potential.
	Soldermask	Black	Reflectivity, marking	
	Kapton™ coverlay	Natural	Protection, emissivity	

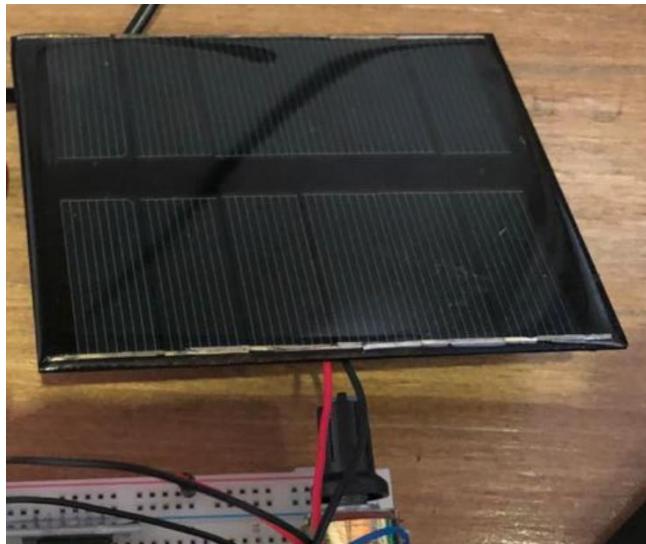
Fonte: PUMPKIN, 2020.

Para o desenvolvimento do subsistema de alimentação do LCP, algumas orientações foram seguidas, pois o custo de placas profissionais, como a demonstrada na figura anterior, tem um custo muito elevado. Assim, a escolha da placa solar foi baseada na disponibilidade dos componentes comerciais (usualmente implementados em projetos de IoT), e nas limitações do orçamento.

Com isso em mente, a composição do sistema de alimentação foi definida na utilização de placas de silício monocristalino (identificado no Gráfico 2 como mc-Si), com bom custo benefício e eficiência média (aproximadamente 20%, obtida nos testes de bancada). Além disso, as placas adquiridas possuem revestimento por um polímero escuro, garantindo melhor

resistência mecânica do material. Vale ressaltar que para um aprimoramento do protótipo, placas com composição de GaAs podem ser utilizadas no hardware, considerando que a plataforma pode ser adaptada para prover a potência necessária para os outros subsistemas de forma mais eficiente, diminuindo o desgaste das baterias, e, consequentemente, prolongando a vida útil do equipamento.

Figura 35 – Placa solar usada no desenvolvimento
do LCP

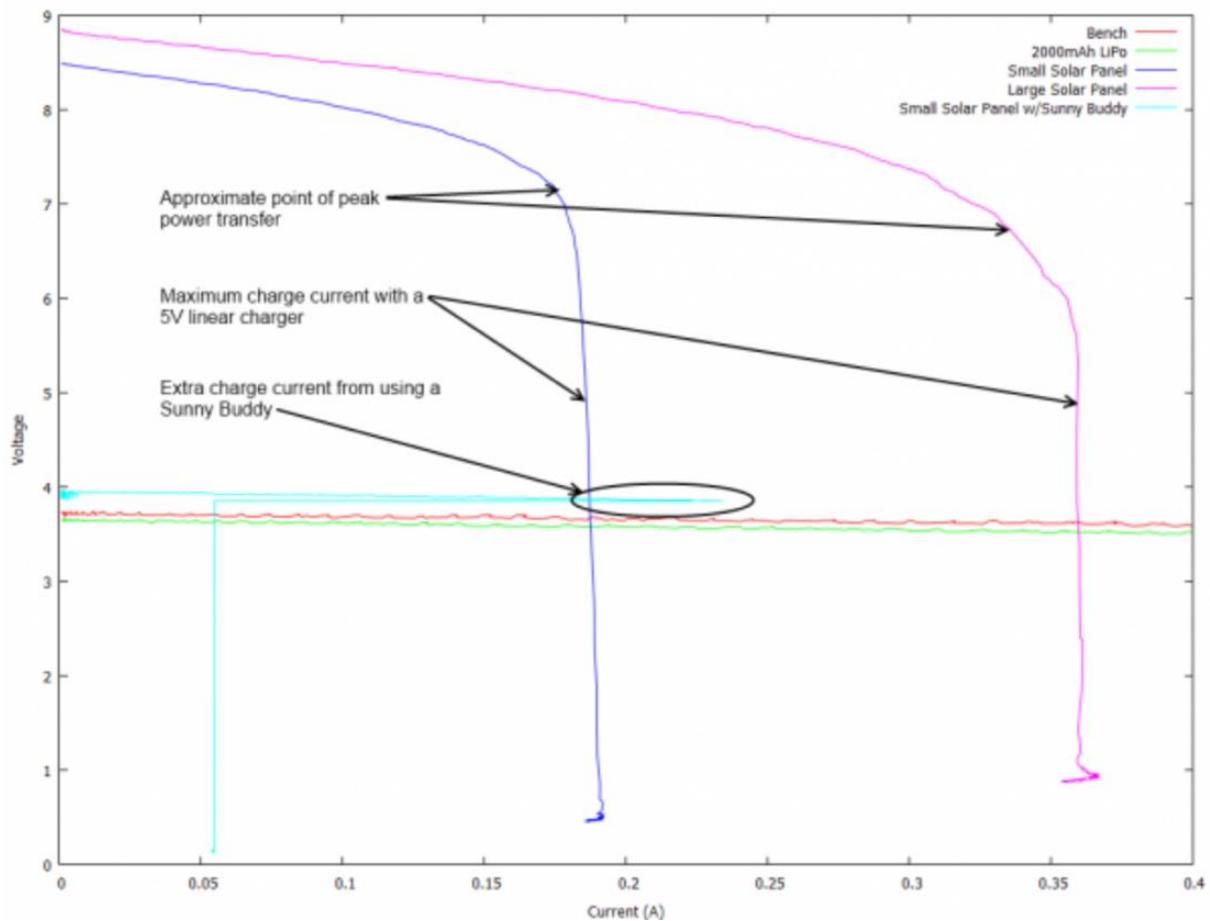


Fonte: Autor.

Para que seja possível extrair o máximo de potência do sistema de alimentação do LCP, as placas solares estarão conectadas a uma placa de gerenciamento de carga, que utiliza a tecnologia Maximum Power Point Tracking (MPPT), providenciando o controle da carga entregue as baterias, melhorando a eficiência energética. Para isso ele identifica onde a placa possui a sua maior eficiência e assim mantem ela neste ponto.

Essa implementação é fundamental no funcionamento do sistema de alimentação do LCP, pois uma característica da operação das células solares é perda de eficiência devido ao aumento da sua temperatura, ocasionada pelo consumo de corrente. A tecnologia MPPT então atua na operação para que as placas não trabalhem em níveis com baixo rendimento, supervisionando o aumento da tensão provida ao regulador com o aumento da incidência solar, e atuando no controle da corrente e temperatura de operação. O gráfico abaixo ilustra os pontos chave da operação das placas solares em conjunto com as baterias (SPARKFUN, 2020).

Gráfico 3 – Corrente provida pelas placas solares e baterias em relação à tensão de operação.



Fonte: SPARKFUN, 2020.

O componente definido para realizar a manutenção e controle do fornecimento de energia, agregando as células solares e as baterias foi a placa Sunny Buddy da fabricante Sparkfun (SPARKFUN, 2020). O componente é uma combinação de uma placa com tecnologia MPPT e um circuito de proteção para carregamento de baterias de polímero de lítio, provendo as propriedades necessárias para o submódulo de alimentação do protótipo. O carregador LT3652, da Linear Technology, foi utilizado em complemento com a placa Sunny Buddy, sendo um carregador de bateria com um máximo de 2A de carga e uma tensão de entrada de 4.95 V a 32 V (LINEAR TECHNOLOGY, 2010).

Dessa forma, o controle de tensão da alimentação do LCP, é realizado pela placa da Sparkfun, considerando que ela realiza o Step-Down necessário para dimensionar a alimentação para a tensão dos componentes usados (3,3 V), regulando a tensão que vem das baterias usadas no subsistema. A regulagem então provê a plataforma segurança na operação dos circuitos

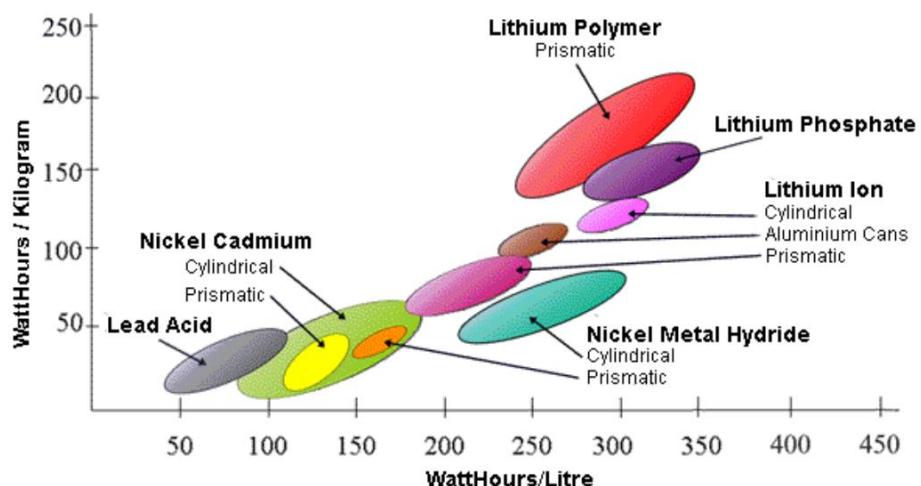
eletrônicos, prevenindo uma elevação de tensão que possa danificar os componentes com a manutenção da regulagem de corrente e tensão.

2.3.3.2 Baterias

Para que se tenha uma continuação do funcionamento do sistema mesmo após a falta de energia solar é necessário um sistema de baterias assim como o sistema de controle de tensão. Como as células solares a necessidade de uma bateria a bordo foi uma consideração que começou desde o início da exploração solar, como ambos eram componentes essenciais no Vanguard 1, que utilizava de uma bateria de mercúrio (AMERICASPACE, 2020).

Para se ter uma possibilidade de missões espaciais com maiores durações se teve a necessidade de um avanço nas tecnologias das baterias, e assim se teve o uso de diferentes químicas para se conseguir diferentes propriedades, como tensão de operação, capacidade de carregamento e descarga contínua (índice C), assim como uma melhora de seu peso por potência energética, como mostrado no gráfico abaixo.

Gráfico 4 – Densidade de energia relativa entre células de bateria comuns



Fonte: ELECTROPEDIA, 2020.

Ao longo dos anos e dos avanços às tecnologias das baterias se teve um maior uso das baterias com lítio em suas composições, elas possuindo diversas variações, mas suas mais comuns sendo a de Li- Ion (Íons de Lítio) e a Li-Po (polímero de Lítio). As baterias de Li-ion tendo como o seu formato mais popular e custo efetivo a denominada 18650 (18 mm x 62.5mm) (BATTERYUNIVERSITY, 2020), comumente usada em baterias de laptop e power-banks, se encontra sendo uma das escolhas mais populares pelos fabricantes para este tipo de projeto, como mostrado no Gráfico 3, dada a sua densidade energética superior, sua baixa taxa de

descarregamento assim como o fato de não se ter o efeito memória, presente em outros tipos de bateria, assim não tendo a necessidade de sua drenagem total antes do carregamento.

As baterias de Li-Po sendo também uma escolha comum, possui certas vantagens como seu tamanho reduzido, menor sensibilidade a temperaturas e uma maior resistência a sobrecarga e uma menor chance de vazamento de eletrólitos, por se ter um inchaço da célula e assim uma menor chance de uma explosão ou incêndio devido a estresses causados a bateria. Mas apesar dessas vantagens elas possuem certas desvantagens como a necessidade de um circuito de proteção, para evitar sobrecargas e sobre carregamentos, assim como a proteção contra curtos e altas temperaturas, pois uma falha na bateria pode gerar um fogo químico ou um vazamento de elementos como hexafluorofosfato de lítio, um elemento altamente volátil.

Para o projeto do LCP, serão usadas baterias de Li-Po, por possuírem um tamanho reduzido, característica muito importante para projetos de CubeSat, apesar de possuir uma densidade energética inferior o tipo Li-Ion. Esta bateria irá possuir uma capacidade de 2600 mAh, com uma corrente de descarga máxima de 3A.

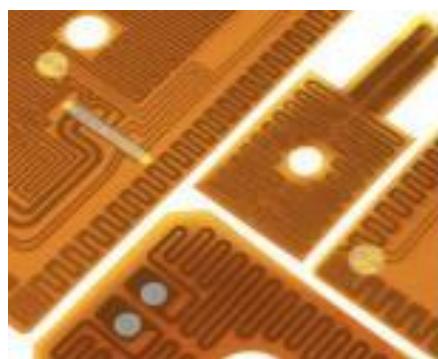
2.3.3.3 Controle de temperatura

A influência da temperatura no funcionamento dos sistemas de alimentação é um fator crítico, pois, as baterias são consideravelmente afetadas pelas condições extremas. A capacidade e longevidade das células das baterias são preocupações considerando que todo o sistema pode ser comprometido com uma falha mecânica pela expansão do material que compõe a bateria. Com isso em mente, os projetos espaciais, em especial os modelos de satélites baseados em células solares em conjunto com baterias de composição química (satélites baseados em geradores termoelétricos por radioisótopos devem ter uma abordagem diferente para esse controle e supervisão, visto que os materiais nesse caso se comportam de maneira muito diferente; RITZ, 2004) devem implementar um controle constante e dedicado da temperatura das baterias, de forma a garantir a disponibilidade do equipamento e prevenir danos ao hardware.

Em temperaturas elevadas pode se ter uma diminuição na capacidade das células, devido a um aumento da resistência interna da mesma e uma diminuição da atividade química. A temperatura em que as baterias de lítio possuem a melhor performance é entre 20 °C e 40 °C, portanto, se tem a necessidade de resfriá-las em ciclos mais quentes e esquentá-las durante ciclos mais frios. Para se fazer este controle da temperatura, se tem a possibilidade de uso de modos ativos ou passivos.

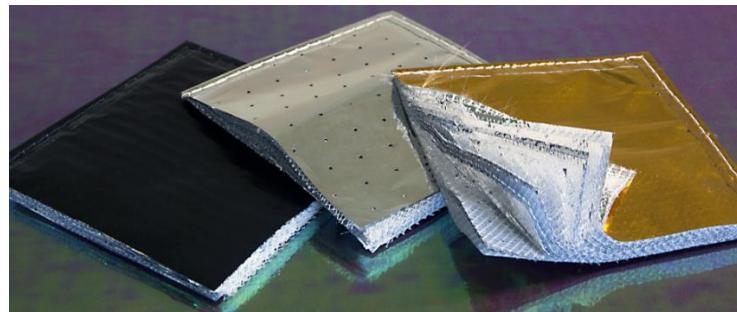
Para o aumento da temperatura em ciclos frios se pode utilizar como um modo ativo, o uso de resistências em patch de circuitos impressos mostrados na Figura 36, como um modo passivo durante ciclos mais frios se tem o uso de mantas de camadas múltiplas (Multilayer Insulation Blankets, MLI) e revestimentos das faces do cubo com materiais que possuem específicas permissividades de radiações, para se diminuir a absorção de radiações solares e infra vermelhos (CHANDRASHEKAR, 2016).

Figura 36 – Representação de aquecedores baseados em resistências elétricas



Fonte: CHANDRASHEKAR, 2016.

Figura 37 – Mantas MLI



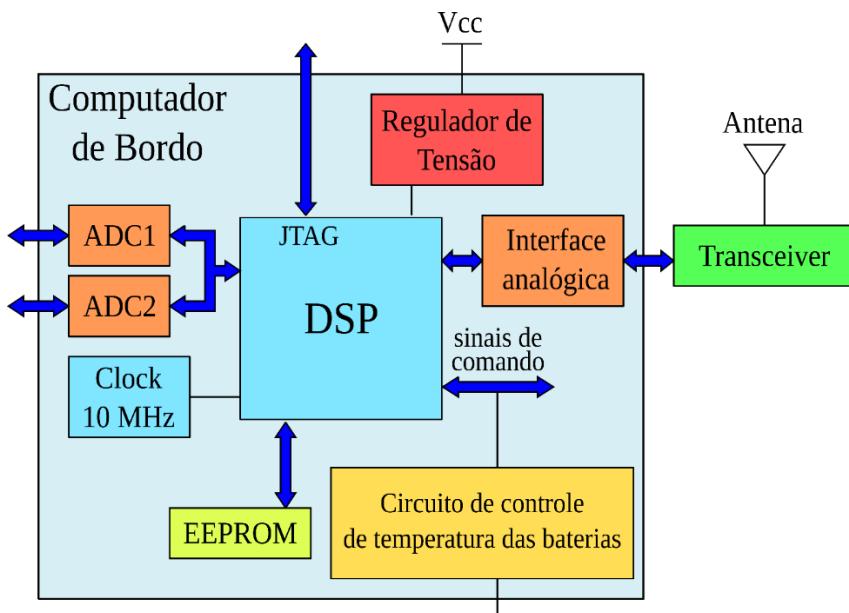
Fonte: BRON, 2020.

Dadas as considerações de manutenção e supervisão básicas das baterias, o hardware usado no LCP não permite sua exposição a temperaturas extremas, mas para os testes em geral da plataforma as baterias usadas atendem às condições de operação e de 0 °C a 45 °C carregando, e -20 °C a 60 °C descarregando. Dessa forma, a manutenção da temperatura será realizada em conjunto com o computador de bordo, avaliando as condições nos testes do protótipo e o comportamento do hardware em relação as temperaturas de operação.

2.3.4 Computador de bordo

Como componente central de supervisão e controle, os satélites devem utilizar uma central de processamento de dados eficiente, podendo incluir processadores digitais de sinais (Digital Signal Processor, DSP) e múltiplas CPUs. A finalidade do computador de bordo é manter a operação correta das unidades e subsistemas do satélite, coletar os dados de telemetria e implementar a coordenação do envio e recebimento dos dados com o módulo de comunicação (KHERRAS, 2010). Um exemplo dos componentes presentes no computador de bordo está ilustrado na figura a seguir:

Figura 38 – Exemplo da estrutura de um computador de bordo implementado na arquitetura CubeSat



Fonte: Autor “adaptado de” KHERRAS, 2010.

Nos projetos de nano satélites tanto software quanto o hardware dos computadores devem ser adaptados, fazendo o uso de processadores com baixo consumo de energia, sistemas em redundância e processamento em tempo real. Deve ser considerado ainda o tamanho reduzido das placas de circuito impresso (Printed Circuit Board, PCB) inseridas na estrutura mecânica, além da potência máxima disponível no módulo, para a escolha dos componentes envolvidos.

Além disso, para garantir a conformidade com os procedimentos de lançamento dos CubeSats, outra adaptação deve estar presente na arquitetura do computador de bordo, visto que ele tem o controle da ativação dos outros subsistemas. O protótipo então deve possuir uma chave de desligamento geral conectada diretamente à fonte de alimentação do processador

principal, sendo acionada apenas quando o módulo for lançado de forma a iniciar a operação do sistema.

Portanto, na inicialização do sistema, a CPU deve extrair o software principal de memórias estáticas (MURDOCCA, 1999), sendo inclusive uma forma de garantir a integridade do software em casos de falta de energia. Usualmente são implementadas memórias Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory (EEPROM) (KHERRAS, 2010), mas outras formas de configurar o sistema inicialmente podem ser adaptadas. No caso do LCP está previsto que o processador utilize uma memória interna (flash) para o boot inicial de seus processos.

Dadas essas considerações em relação ao esperado do desempenho do computador de bordo, a arquitetura de computação do módulo e a produção do software tiveram foco em apresentar um modelo funcional de um sistema embarcado autônomo. Essa plataforma então irá integrar todas funcionalidades e dispositivos do esperado para o comutador de bordo em um único componente, designado como o Controlador central.

2.3.4.1 Arquitetura redundante

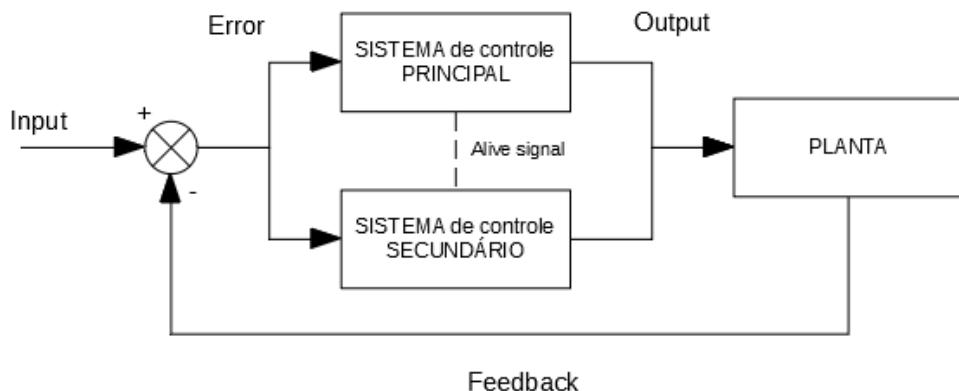
Em sistemas de missão crítica, como ocorre em sistemas destinados a operação em ambientes agressivos ou remotos nos quais não há a possibilidade de intervenção direta do ser humano frente à ocorrência de falhas, é comum encontrarmos arquiteturas redundantes e dispor de mecanismos de recuperação a fim de garantir uma maior confiabilidade e uma alta disponibilidade.

Considerando o ambiente de operação de um satélite, onde há a presença constante de radiação ionizante, choques e vibrações em seu lançamento acrescido de temperaturas extremas de operação, faz-se necessária a adoção de um sistema de processamento redundante.

Por definição, temos que redundância é a duplicação de componentes ou funções críticos de um sistema, tomemos como exemplo um avião, há regulações do setor impostas por agências como Federal Aviation Agency (FAA) – Estados Unidos e Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) – Brasil, em que estipulam a obrigatoriedade de sistemas redundantes com características distintas para habilitar uma aeronave a trafegar no espaço aéreo, podendo a operação ser conduzida por comandos eletrônicos, elétricos ou mesmo hidráulicos para a execução de uma mesma função, assegurando portanto, frente a múltiplas falhas que a planta continue com um sistema de controle íntegro (ANAC, 2009).

Expostas as definições e funcionalidades de arquiteturas redundantes, cabe agora a definição da forma como se dá a interação entre o sistema principal e o secundário, e em vezes sistemas terciários, os quais não serão abordados para esta arquitetura.

Figura 39 – Sistema de controle redundante



Fonte: Autor.

Considerando um cenário de falha simples, no qual o MTBF – acrônimo do inglês para “Mean Time Between Failure” para um dos componentes foi atingido, é necessário definir qual a criticidade do MTTR – acrônimo do inglês para “Mean Time To Repair”, ou seja, em quanto tempo a falha será corrigida para que o sistema volte a operar com o sistema secundário frente uma falha do sistema principal, podendo o sistema secundário atuar de três formas distintas e a seguir indicadas como Cold Standby, Warm Standby ou Hot Standby (QNX, 2020).

Cold Standby se caracteriza quando se faz necessária a inicialização por completo do sistema secundário mediante uma falha no sistema principal, e possui como característica um alto MTTR.

Warm Standby possibilita uma melhoria na disponibilidade do sistema e redução do MTTR, pois requer que o sistema secundário tenha inicialização prévia a uma eventual falha no sistema principal, assim, processar os sinais de controle mediante as leituras da planta se dá em um menor período de tempo.

Hot Standby, no entanto, apresenta o melhor desempenho quando considerada alta disponibilidade de sistemas, porém requer um maior consumo de energia e uma maior complexidade em sua implantação por trabalhar com os sistemas principal e secundário, ambos no modo ativo, desta forma, na presença de uma falha o sistema em termos gerais permanece em operação ininterrupta, sem ser afetado.

Como observado no diagrama de blocos da Figura 39, o sistema secundário pode atuar em quaisquer dos modos de operação redundantes apresentados sem que haja a necessidade de alterar sua estrutura ou disposição física, no entanto, a fim de garantir um nível aceitável de disponibilidade com bom MTTR e complexidade intermediária na implementação, definiu-se para o sistema de controle secundário (Backup MCU) o modo de operação em Warm Standby apresentado como solução de arquitetura redundante de hardware para o computador de bordo do LCP.

2.3.4.2 Controlador central

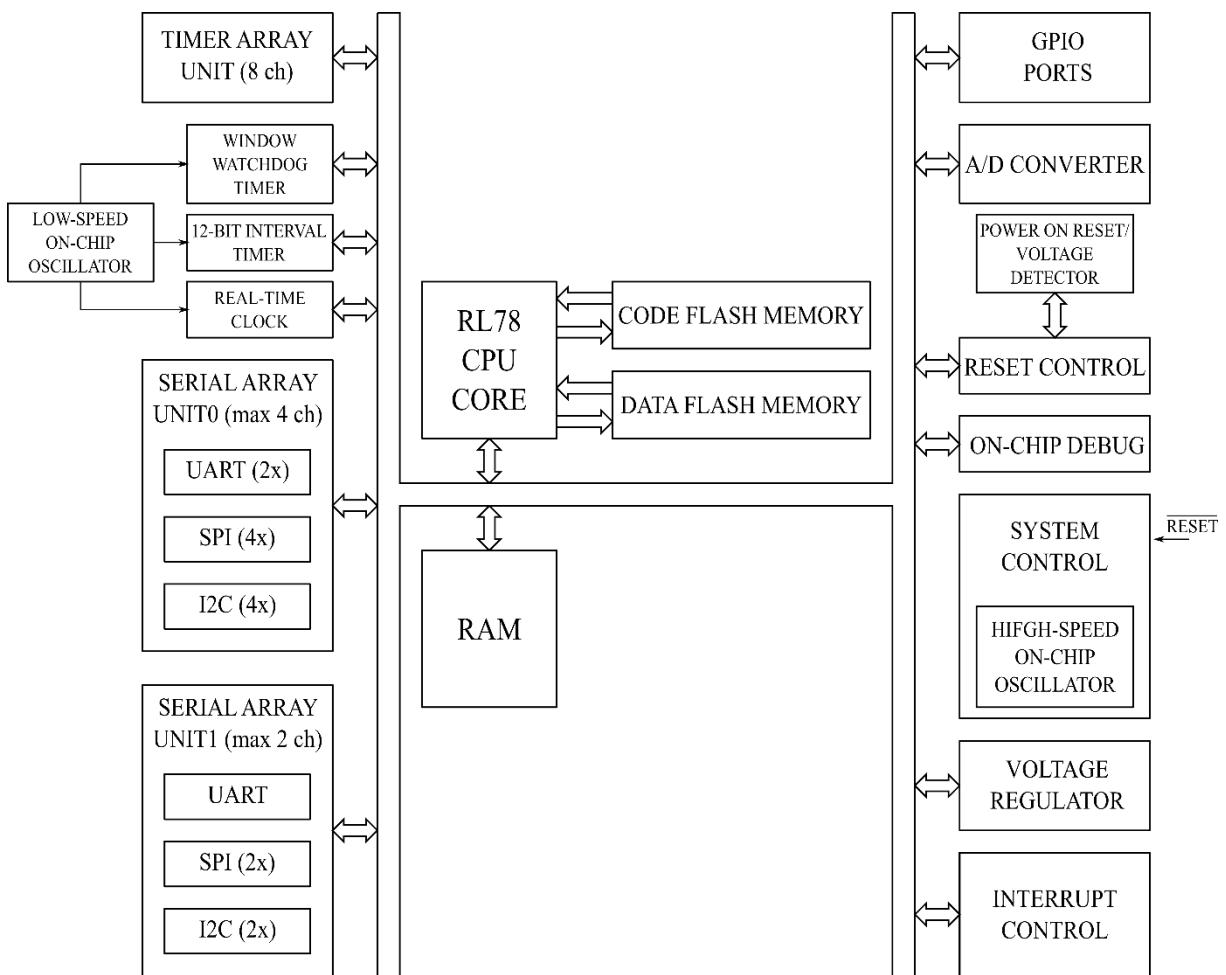
A escolha do Controlador central foi baseada na experiência com certos tipos de microcontroladores e arquiteturas de sistemas em um chip (System on a Chip, SoC), considerando as restrições de consumo de energia do LCP e a necessidade de memória e processamento para conter e executar o programa principal.

A unidade microprocessadora (Microcontroller Unit, MCU) escolhida para o LCP foi o processador Ultra-low power R5F100LGAB, da família RL78, fabricado pela Renesas (RENESAS, 2018), representado no diagrama da Figura 40.

Esse modelo é um computador baseado na arquitetura Complex Instruction Set Computer (CISC) (MURDOCCA, 1999), com um processador de 16 bits operando em frequências de até 32 MHz, inserido em um encapsulamento Low-profile Quad Flat Package (LQFP) com 64 pinos. Nota-se ainda que em sua arquitetura estão dispostas as interfaces e funcionalidades mencionadas na definição do computador de bordo: interface analógica, memória estática programável, regulador de tensão, barramentos serias, reset externo e, principalmente, monitoramento por hardware do funcionamento do dispositivo.

Os parâmetros críticos foram levantados e avaliados sobre esse componente, comprovando sua eficiência energética e boa capacidade de processamento, apresentando inclusive um hardware robusto, visto que a fabricante tem como mercado principal a indústria automotiva (PEREIRA, 2013). O MCU então possuiu memória de acesso aleatório (Random Access Memory, RAM) de tamanho 12 kB e Flash programável de tamanho 128 kB (RENESAS, 2018). Além disso, em sua operação padrão, com as interfaces seriais habilitadas, o componente consome uma corrente aproximada de 4,6 mA.

Figura 40 – Diagrama de blocos simplificado do MCU RL78 com 64 pinos



Fonte: Autor “adaptado de” RENESAS, 2018.

Além dos parâmetros computacionais, o RL78 disponibiliza à plataforma funcionalidades relevantes, como barramentos seriais Inter-Integrated Circuit (I2C) (VALDEZ, 2015) e Serial Peripheral Interface (SPI) (DHAKER, 2018), além de um conjunto de conversores ADC com resolução de 10 bits, sendo estruturas críticas para a integração com o subsistema de telemetria e o módulo de comunicação, além de permitir certa flexibilidade na implementação de novos componentes.

Vale mencionar que outros processadores de baixo consumo também foram considerados, mas sua disponibilidade no mercado é mais limitada, dando preferência ao componente da Renesas, que ainda conta com uma documentação organizada e clara.

Em relação à gravação do software de voo na memória estática, será utilizado o armazenamento de 128 kB da Data Flash Memory do MCU. Com isso, o programa principal será acessado quando o microprocessador for alimentado pelo sistema de potência, iniciando o funcionamento do LCP. A programação dessa memória no microcontrolador será realizada

através dos pinos de debug em sua interface serial, o que ainda facilita sua inserção na placa principal, pois, evita a necessidade de um circuito extra para o chip programador, como é feito nas placas de desenvolvimento comerciais.

2.3.4.3 Barramento de comunicação serial SPI

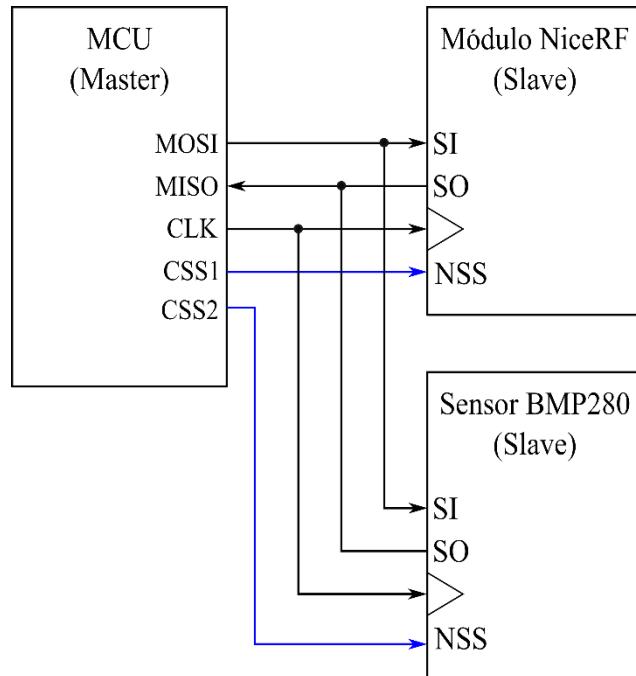
Como forma de prover a comunicação entre os subsistemas adjacentes com o Controlador central, foi decidido a implementação de um barramento serial de dados, de forma a simplificar os circuitos elétricos no tamanho reduzido do nano satélite. Duas principais interfaces seriais, amplamente usadas na indústria, foram consideradas na disposição do barramento de dados, são elas a I2C e a SPI, ambas padronizadas na maioria dos componentes eletrônicos atuais (DHAKER, 2018).

Devido às escolhas de componentes feitas até então e o hardware disponível, foi definido que o computador central irá unificar a programação dos componentes digitais através de um barramento SPI. O MCU então irá implementar esse barramento através de um periférico integrado ao hardware, operado por um driver fornecido pelo próprio fabricante (mais detalhes serão abordados na metodologia).

Abordando as características gerais da interface escolhida, o SPI é um protocolo de comunicação serial baseado na arquitetura mestre e servente (Master/Slave). Sua estrutura física consiste em um barramento (bus) com 3 fios, mais um seletor de dispositivo para cada chip (opcional caso apenas um único slave seja usado), nomeados da seguinte forma:

- MISO (Master In / Slave Out)
- MOSI (Master Out / Slave In)
- CLK (Saída de Clock do dispositivo Master)
- CSS (Chip Select SPI)

Figura 41 – Diagrama de conexões do barramento SPI entre o controlador central e o módulo de comunicação no contexto do LCP

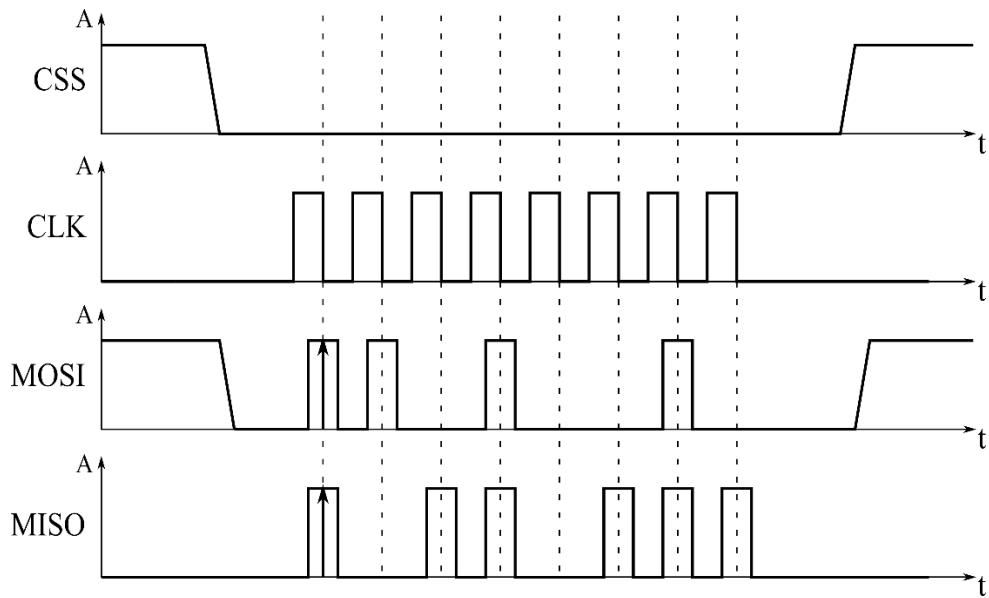


Fonte: Autor.

O controle da comunicação é feito por um único mestre na linha, possibilitando a transmissão e recepção para múltiplos serventes, de forma que o barramento SPI é full-duplex entre os dispositivos.

A sincronização da comunicação é iniciada pela atuação do dispositivo mestre no Chip Select do servente, trazendo o pino para nível lógico zero, e, portanto, selecionando o dispositivo para a comunicação. Assim, ambos iniciam a transmissão simultânea dos dados, através de registradores de deslocamento internos, sincronizados pelo clock gerado no dispositivo mestre (DHAKER, 2018). A amostragem dos sinais nesses pinos então é feita nas bordas do clock da linha, considerando a polaridade configurada. Com isso, o mestre transmite os dados pelo pino MOSI e recebe os dados pelo pino MISO.

Figura 42 – Representação no tempo da transmissão de sinais no barramento SPI



Fonte: Autor.

A Figura 42 mostra um exemplo da disposição no tempo dos sinais em uma transmissão SPI. Com isso, é possível notar que certos sinais permanecem em nível lógico alto antes da transmissão iniciar, e após a conclusão da comunicação. Para habilitar essa configuração é usual o emprego de resistores de pull-up (SEDRA, 2005) na linha, como forma de prevenir conflitos que danifiquem os drivers de corrente dos buffers dos dispositivos, sendo então uma característica relevante nesse tipo de linha serial. Nota-se inclusive que nesse exemplo os sinais são amostrados na borda de descida do clock, identificando a polaridade deste SPI.

Dadas as características do protocolo, sua implementação, no contexto do LCP, se provou bastante eficiente, além de permitir taxas de transmissão muito elevadas entre os chips, chegando à ordem de Mbps na linha. No caso do uso do I2C, velocidades tão elevadas não seriam possíveis, além desse protocolo necessitar a organização dos endereços dos chips. Portanto, o SPI foi a melhor escolha para a arquitetura computacional do LCP.

2.3.4.4 Software de voo

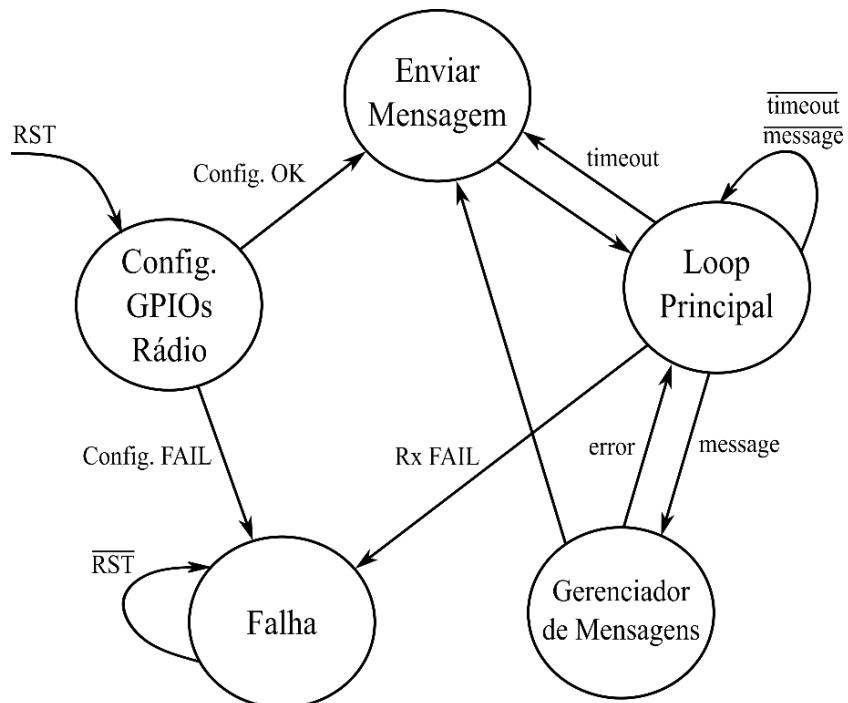
Como principal fundamento de segurança e disponibilidade, os dispositivos de aplicação aeroespacial necessitam de um controle constante dos equipamentos que garantem a integridade do sistema e da manutenção da comunicação. Em aeronaves, é notável o uso de softwares com alta confiabilidade, para garantir o monitoramento eficiente e preciso de seus dispositivos de medição de altitude e posição, permitindo ao piloto segurança na tomada de decisões (LOCKE, 1990). No segmento de satélites e estações espaciais, o funcionamento é similar, com o intuito

de fornecer às estações terrenas informações sobre a situação dos componentes em órbita (KHERRAS, 2010).

No contexto dos nano satélites, o software de voo então tem como objetivo central o controle em tempo real de todos dos subsistemas, respeitando as limitações computacionais da plataforma. No caso do uso de microcontroladores no computador de bordo, uma forma muito eficaz de supervisionar e atuar no sistema é a implementação de uma máquina de estados finita (Finite State Machine, FSM) (VAHID, 2008), podendo ser incluída dentro de um Sistema Operacional em Tempo Real (Real Time Operating System, RTOS).

No projeto do LCP, o software de voo será baseado em uma máquina de estados simples (ilustrada na Figura 43), implementada usando a linguagem de programação C. Foi inclusive avaliada a possibilidade do uso do sistema operacional em tempo real FreeRTOS (AMAZON, 2017), contudo, sua configuração demandaria um tempo razoável, sendo então reservada a implementação apenas da FSM. Para futuras expansões do software, o uso do FreeRTOS possibilita uma excelente escalabilidade na operação de tarefas em paralelo, aumentando a eficiência do monitoramento e velocidade de processamento.

Figura 43 – Estados básicos da operação do software de voo implementado no LCP



Fonte: Autor.

Em sua operação padrão, o software de voo inicia o sistema configurando os registradores do MCU, habilitando os pinos de saída e entrada (General Purpose Input/Output,

GPIO) e as interrupções de hardware, além de implementar o barramento serial SPI. Esse barramento será o canal principal de tráfego de dados no computador de bordo, pois estabelece a conexão com módulo de comunicação, sendo então constantemente usado pela máquina de estados.

Após o MCU realizar suas configurações internas e habilitação do barramento SPI, o software de voo estabelece os parâmetros de operação do rádio, escrevendo nos registradores do SX1276. Com isso, um comando de supervisão inicial é enviado às estações terrenas, indicando que o satélite está operacional, para então colocar a máquina de estados no loop principal.

Esse estado principal então mantém o módulo de comunicação no modo receptor, aguardando por um comando das estações terrenas. Em paralelo, um contador é incrementado, com o intuito de interromper o sistema em um dado intervalo (denominado timeout) para enviar novamente um comando de supervisão, além de verificar se algum subsistema apresentou falha.

No caso do recebimento de uma mensagem no rádio, a máquina de estados é informada pelo módulo de comunicação, o que força a transição para o Gerenciador de Mensagens, que deve analisar o conteúdo dessa mensagem recebida e providenciar a resposta coerente com comando recebido, ou retornar ao modo receptor caso a mensagem apresente erros. Após a análise do comando recebido, a FSM passa para o estado de envio, provendo a resposta à estação que originou a requisição. Finalizada a transmissão, o sistema então retorna ao loop principal, completando o ciclo de operação normal do LCP.

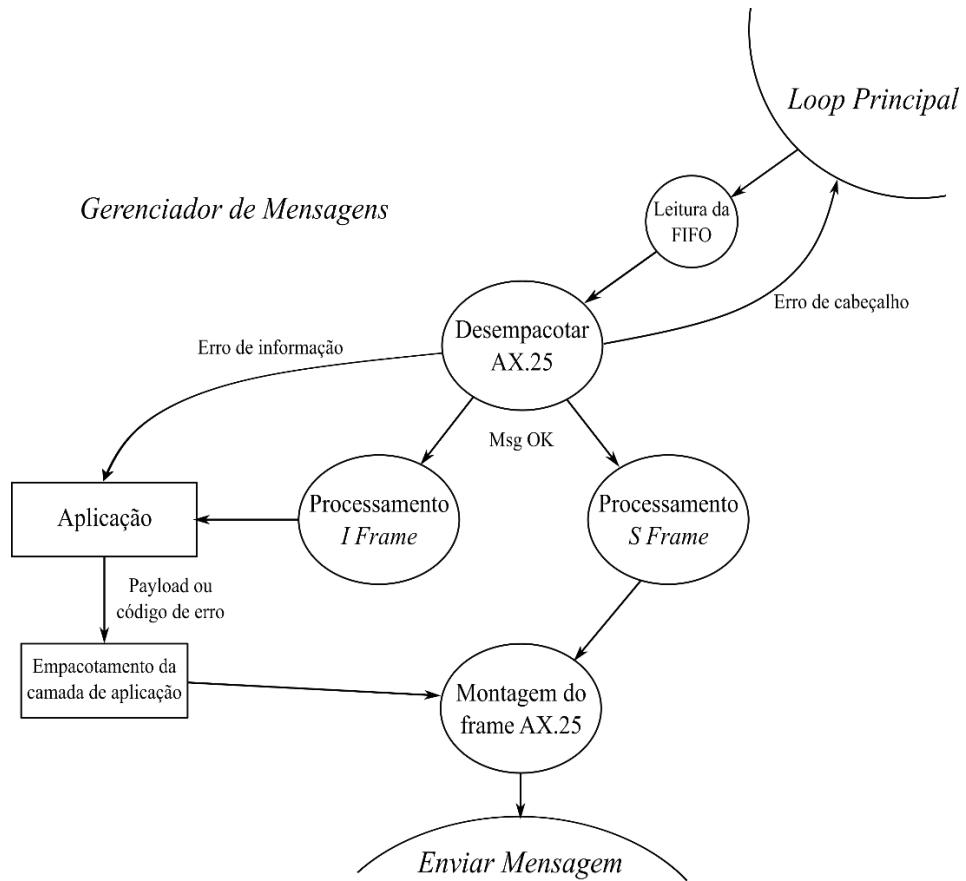
Além dos estados de operação normal, o sistema ainda tem um estado de erro, que interrompe o funcionamento do processador. Apenas com a execução de um reset externo a máquina de estados volta a operar, definindo essa falha como crítica. Esse estado é atingido em duas situações: caso a inicialização falhe, ou seja, não foi possível configurar o rádio pelo barramento SPI; ou durante a transição entre os modos do rádio, quando houver a rejeição na configuração do modo receptor.

2.3.4.4.1 Gerenciador de Mensagens

No contexto da FSM geral da operação do software de voo, deve ser ressaltado que o estado mais complexo do sistema é o Gerenciador de Mensagens. Sua estrutura consiste na execução da análise das mensagens e associação do conteúdo dos comandos recebidos com as funções disponíveis no sistema. Além disso esse estado implementa a montagem dos protocolos de acesso e aplicação para a composição das respostas.

As transições mostradas na Figura 44 então definem como o software separa a análise das mensagens. Nota-se que no segmento de aplicação o sistema deve atuar no controle dos pinos físicos do MCU e periféricos associados, de forma a obter leitura de sensores analógicos, ou realizar a supervisão das baterias. Além disso, as requisições de controle são executadas nesse estado, podendo reconfigurar os valores de parâmetros no software; e, com isso, alterar o comportamento da plataforma.

Figura 44 – Transições internas do estado gerenciador de mensagens da FSM do software de voo



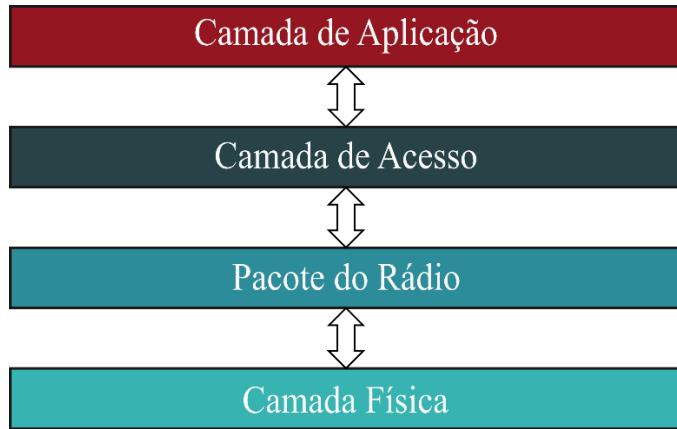
Fonte: Autor.

Considerando o fluxo normal dos dados, foi definida uma divisão entre os estados de processamento, ilustrados na Figura 45. As camadas mais baixas são operadas diretamente no módulo de comunicação, enquanto as camadas superiores são operadas no software de voo, o que exige então uma integração entre os subsistemas.

Com essa distribuição, o rádio implementa a recuperação do sinal em RF (camada física), repassando os dados binários do pacote ao DFE, que analisa os dados de sincronismo e detecção de erros (pacote do rádio), escrevendo os bytes de informação na FIFO. Ao final desse processo, o subsistema de comunicação informa o software de voo do pacote recebido.

Essa informação então é usada na transição da FSM para o Gerenciador de Mensagens, que inicia o processamento com o desempacotamento do protocolo de acesso. Nessa etapa, são conferidas as informações de numeração, controle e endereçamento; avaliando possíveis erros. No caso de erros no cabeçalho (Header) do frame AX.25 não é provida uma resposta às estações (do gerenciador de mensagens a FSM retorna diretamente ao loop), visto que a integridade dos endereços e bytes de controle não pode ser garantida. No caso de erros no conteúdo do frame, a camada de aplicação prove um código de erro, fazendo a transição para o estado de transmissão.

Figura 45 – Esquema das camadas do sistema de comunicação implementado no LCP

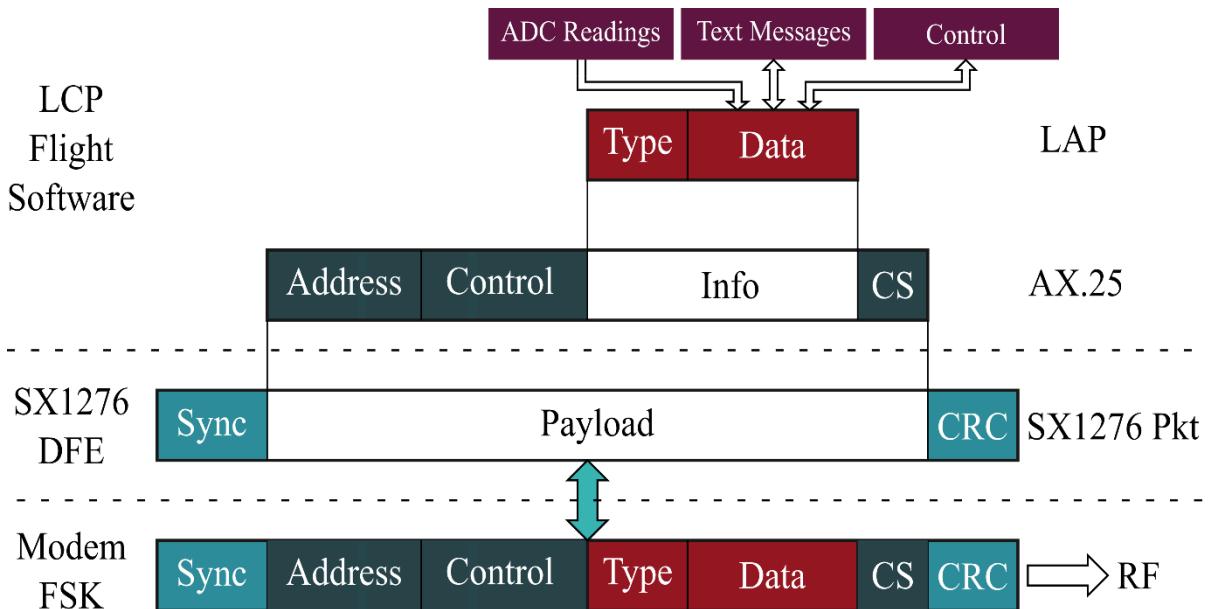


Fonte: Autor.

Após o desempacotamento, os dados passam pela camada de aplicação caso seja detectado um frame de Informação. A estrutura do protocolo de aplicação (LCP Application Protocol, LAP) será abordada com maiores detalhes na Metodologia, mas essencialmente a formatação é feita por um código seguido de 43 bytes de conteúdo, podendo ser divididos de acordo com a aplicação. Assim, o gerenciador associa os dados no recebimento de um comando com a tabela de códigos de aplicação.

Como forma de ilustrar a formatação dos dados e finalizar a descrição do comportamento da arquitetura de comunicação e controle do LCP, a Figura 46 mostra com um detalhamento maior a transição entre as camadas de comunicação, ressaltando a integração do software de voo com o rádio.

Figura 46 – Formatação das mensagens no software de voo integrado com o subsistema de comunicação



Fonte: Autor.

2.4 CONFIGURAÇÃO DAS ESTAÇÕES TERRENAS

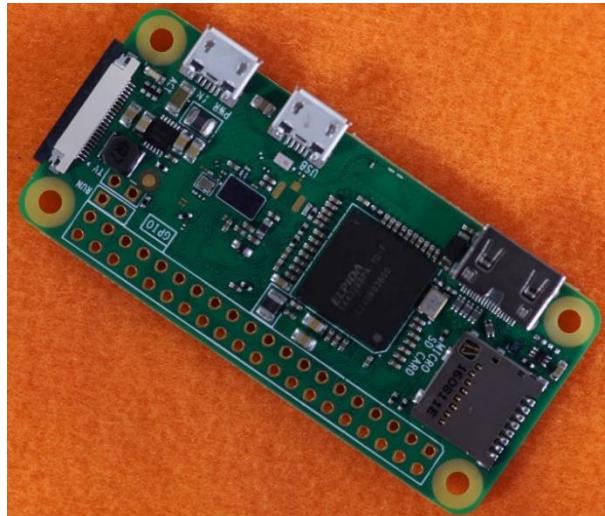
As estruturas em solo que possibilitam a comunicação com os satélites em órbita são denominadas estações terrenas, ou ground stations. Em muitos casos, as estações consistem em instalações estrategicamente posicionadas com sistemas dedicados de processamento de sinais e múltiplos subsistemas com antenas de grande potência, com o objetivo de estabelecer o link com os dispositivos em órbita terrestre (FAGUNDES, 2009). Com essas características, essas estruturas possibilitam a recuperação dos sinais enviados pelos satélites com muita eficiência, mesmo que a potência recebida e qualidade do sinal sejam mínimas, buscando inclusive compensar as limitações de potência impostas nos módulos de transmissão dos nano satélites.

No projeto do LCP, como forma de testar a comunicação com o módulo, foram configurados dois computadores remotos. Esses dispositivos simularam, da perspectiva de comunicação, as estações terrenas do link. Para tanto, o mesmo módulo LoRa da NiceRF foi implementado em conjunto com o computador da estação adaptada, permitindo explorar as funcionalidades do módulo e testar os limiares do dispositivo na comunicação com o LCP.

Visto que as restrições de potência mencionadas até então não se aplicam para o computador remoto, foi avaliado o uso de um sistema com maior capacidade computacional em relação ao MCU RL78 para o sistema da estação terrena. Em adição, também foi avaliado a interface de apresentação dos dados, resultando na escolha da placa de desenvolvimento

Raspberry Pi (RASPERRYPI, 2020). Considerando a aplicações desse componente na configuração do módulo de comunicação e processamento das informações vindas do LCP, foi ainda definido um modelo específico que atendesse as condições, sem elevar o custo do projeto.

Figura 47 – RaspberryPi Zero W



Fonte: RASPERRYPI, 2020.

Os testes da plataforma serão feitos, portanto, com o Raspberry Pi Zero W como computador central da estação terrena, sendo este um System on a Chip (SoC) de único core (BROADCOM, 2012), baseado no processador ARM1176, operando em até 1 GHz (ARM, 2009). Esse computador ainda possuiu uma memória RAM de 512 MB, notavelmente superior ao MCU usado no LCP, facilitando os cálculos de conversão dos sensores implementados no LCP, como forma de diminuir a necessidade dessas operações no software de voo.

Além disso, o Raspberry Pi Zero W pode operar com um sistema operacional (Operational System, OS) Linux, através de uma memória externa (Cartão SD), permitindo o acesso a arquivos e outros programas pela interface do OS. O acesso a essa interface ainda pode ser feita por um computador pessoal, através do protocolo Secure Shell (SSH) (YLONEN, 2006), visto que o modelo Zero W possuiu um periférico WiFi.

Portanto, os comandos e a análise das respostas transmitidas ao protótipo serão executados através de um programa em Python rodando no OS do Raspberry Pi, estabelecendo uma interface consistente e clara para a leitura dos dados e envio de comandos em tempo real pelos operadores.

3 METODOLOGIA

Com a análise consistente dos sistemas e componentes necessários para a construção do protótipo e da configuração da estação remota, as etapas da produção foram segmentadas e desenvolvidas em paralelo; necessitando, ao final do processo, a integração dos subsistemas desenvolvidos. As principais divisões, em face das dificuldades esperadas para cada parte do CubeSat, foram as listadas a seguir, considerando ainda uma subdivisão em grupos de trabalho diferentes:

- Desenho, produção e montagem do hardware mecânico - Grupo 1
- Composição da estrutura básica de alimentação, placas solares, baterias e a placa reguladora de tensão - Grupo 1.
- Produção do hardware eletrônico, incluindo a placa de potência, a placa principal, e o roteamento dos circuitos implementados - Grupo 1 e Grupo 2.
- Arquitetura do circuito de programação do MCU - Grupo 2.
- Estudo de caso das antenas, simulações e produção do hardware - Grupo 3.
- Desenvolvimento e implementação do circuito de RF e integração das antenas - Grupo 2 e Grupo 3.
- Desenvolvimento e configuração do Software e voo - Grupo 4.

Os quatro grupos de trabalho, divididos nas tarefas descritas, garantiram boa eficiência nos estudos e posterior produção do protótipo, de forma a atender aos prazos de entrega. Notavelmente certas divisões contam com a integração de diferentes grupos de trabalho, visto que são as etapas mais críticas, e necessitam de maior atenção. Por exemplo, os circuitos de RF necessitaram de ambos os integrantes do grupo de trabalho responsável pelas antenas, em conjunto com o grupo de trabalho que desenvolveu a placa principal, incluindo as trilhas para o sinal analógico FSK com portadora de 915 MHz.

Com a visão geral das etapas de trabalho, o desenvolvimento do protótipo se deu de forma organizada, permitindo os testes individuais dos subsistemas antes da produção e integração, como forma de prover à plataforma grande confiabilidade. No conjunto de testes finas, alguns parâmetros, portanto, foram avaliados e demonstrados com a correta operação dos subsistemas desenvolvidos para a operação do LCP.

A tabela a seguir ilustra as principais características consideradas para a comunicação e para a autonomia, em conjunto com parâmetros de referência, apresentando os intervalos esperados:

Tabela 2 – Parâmetros de referência dos indicadores de performance esperados no desenvolvimento da plataforma do LCP

Indicador de performance	Valor de Referência Inferior	Valor de Referência Superior
Taxa de transmissão de dados	4,8 kbps	38,4 kbps
Alcance do rádio	2000 m	4000 m
Sensibilidade (RSSI mínimo)	- 90 dBm	- 115 dBm
Autonomia da bateria	24 h	48 h

Fonte: Autor.

Os valores demonstrados na tabela indicam as condições mínimas (referência inferior) para conferir ao protótipo suficiente capacidade de comunicação no link e autonomia de energia, baseados nas referências dos fabricantes dos componentes, além de missões anteriores de CubeSat. Além disso, são mostrados exemplos de valores considerados muito bons para a plataforma (limite superior), explorando o limite dos componentes utilizados na composição do LCP.

Os testes e aprimoramentos foram baseados nos valores de referência descritos, considerando que o protótipo atinja características dentro do intervalo especificado. Em sua maioria, forma realizados testes dos sistemas segregados, na configuração montada em bancada. Para a etapa de integração, certas adaptações e controle dos parâmetros foram avaliadas e comparadas com os valores teóricos e testados nos subsistemas.

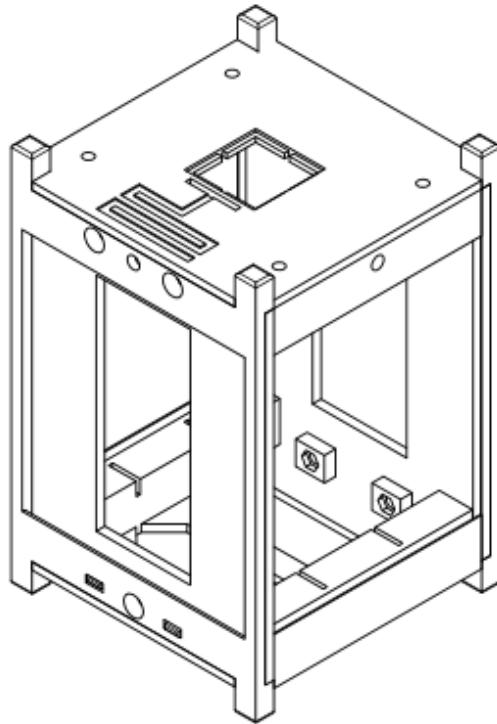
3.1 DESENVOLVIMENTO E PRODUÇÃO DO HARDWARE MECÂNICO

A estrutura mecânica do projeto foi feita por impressões 3D, utilizando máquinas de tecnologia Fusion Deposition Model (FDM), utilizando o material Tritan, assim se tem uma rápida prototipagem, mas mantendo uma alta resistência mecânica.

Este copoliester possui características importantes para garantir uma resistência do projeto, sendo elas resistências térmicas e mecânicas, dado que o material possui uma resistência de impacto de 93kJ/m^2 , em $23\text{ }^\circ\text{C}$, e 20 kJ/m^2 , a $-40\text{ }^\circ\text{C}$, uma resistência ao stress até ruptura de 58 MPa e uma temperatura de derretimento de $260\text{ }^\circ\text{C}$ a $282\text{ }^\circ\text{C}$.

O projeto total do LCP é composto por 8 partes estruturais que comportam os componentes do projeto, o design foi feito com a montagem dos componentes de um modo integrado e embutido em mente. A Figura 48 demonstra o projeto mecânico em sua totalidade.

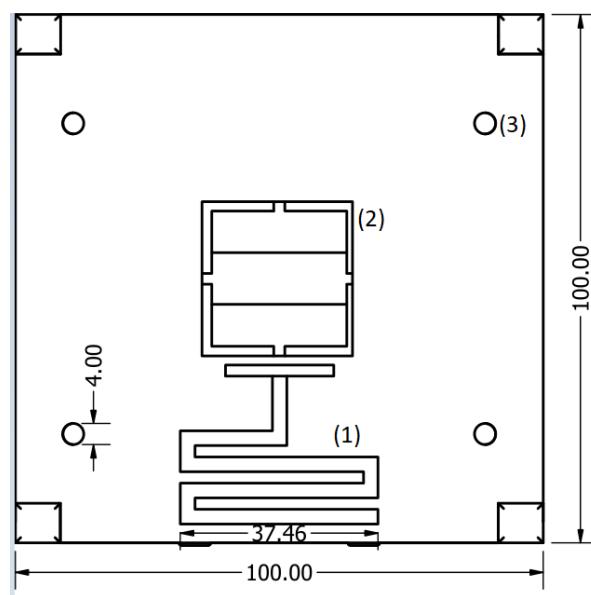
Figura 48 – Estrutura mecânica do LCP



Fonte: Autor.

A Figura 49 demonstra a face superior do cubo, que comporta a antena principal do projeto indicada em (1) e (2), assim como os parafusos que o juntarão a estrutura superior lateral indicados em (3).

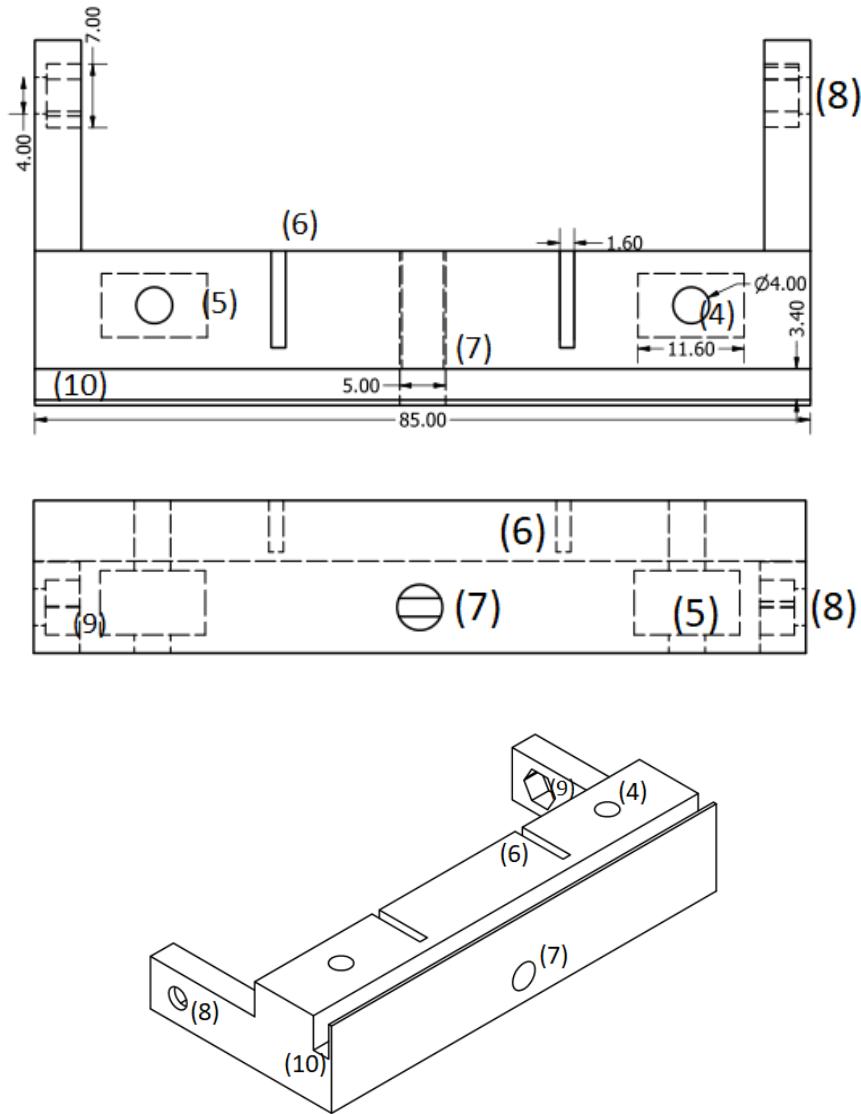
Figura 49 – Vista da face superior do LCP
(medidas em mm)



Fonte: Autor.

A Figura 50, indica parte da estrutura que servira de suporte das placas solares, indicado em (10) e os LDR's, em (7). Para que ela conecte com a placa superior, os parafusos entram em quatro e são presos por uma porca embutida na impressão, indicada em (5). Esta estrutura se conecta as faces laterais do satélite, indicações (4) e (5), pela estrutura indicada em 8 e se firma na porca indicada em 9.

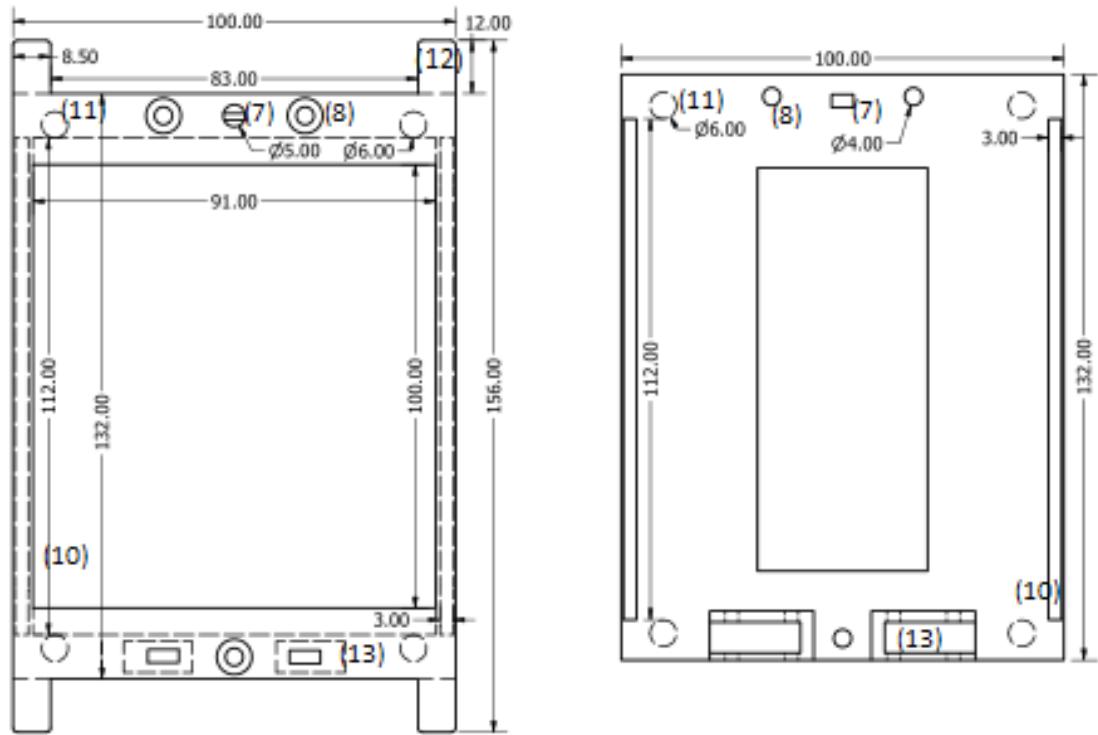
Figura 50 – Estrutura lateral superior de fixação (medidas em mm)



Fonte: Autor.

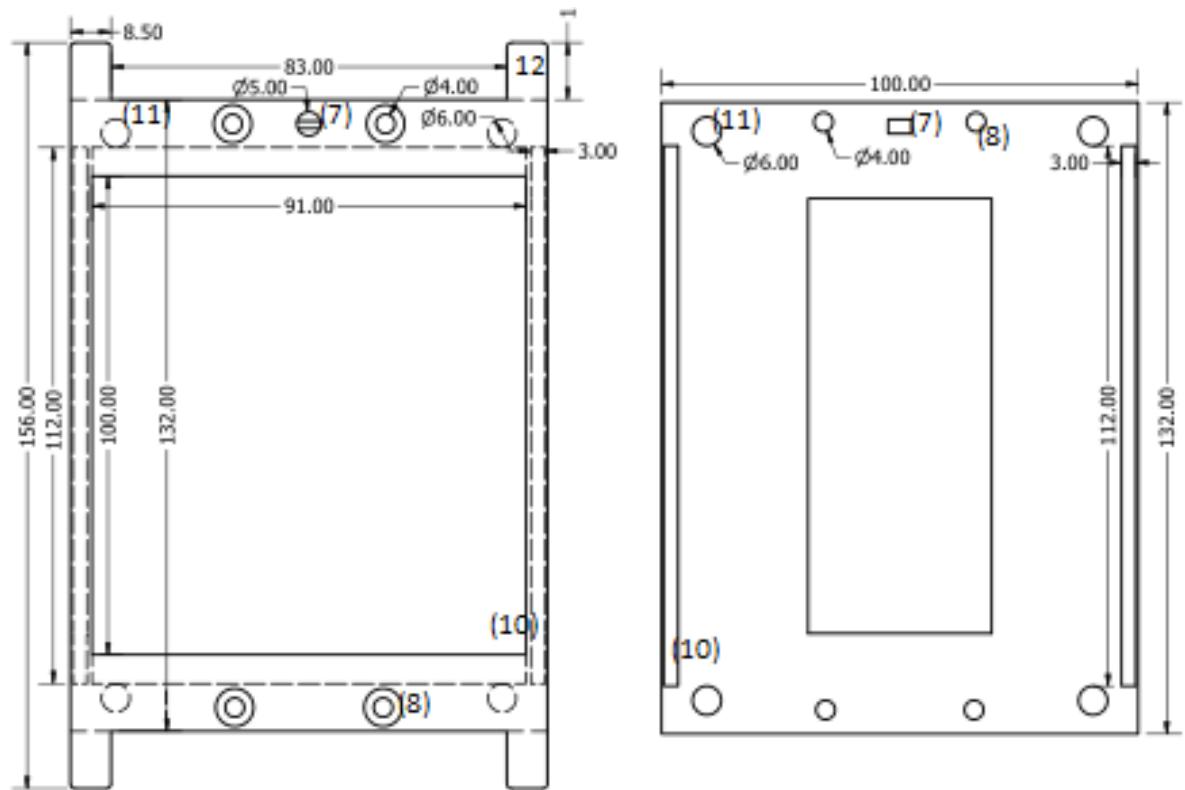
A figura 51, representa a face lateral do satélite, ela é composta por duas partes, que se alinham por uma recessão em (11), elas comportam as placas solares em (10), e os parafusos para sua junção com as estruturas (3) e (6) estão indicados em (8), neste painel também se tem o LDR, que está em indicado em (7) e para o inicialização do satélite se tem os botões tácteis em (13).

Figura 51 – Vista da peça lateral da estrutura com o botão de acionamento (medidas em mm)



Fonte: Autor.

Figura 52 – Vista das peças laterais do cubo sem o botão de acionamento (medidas em mm)

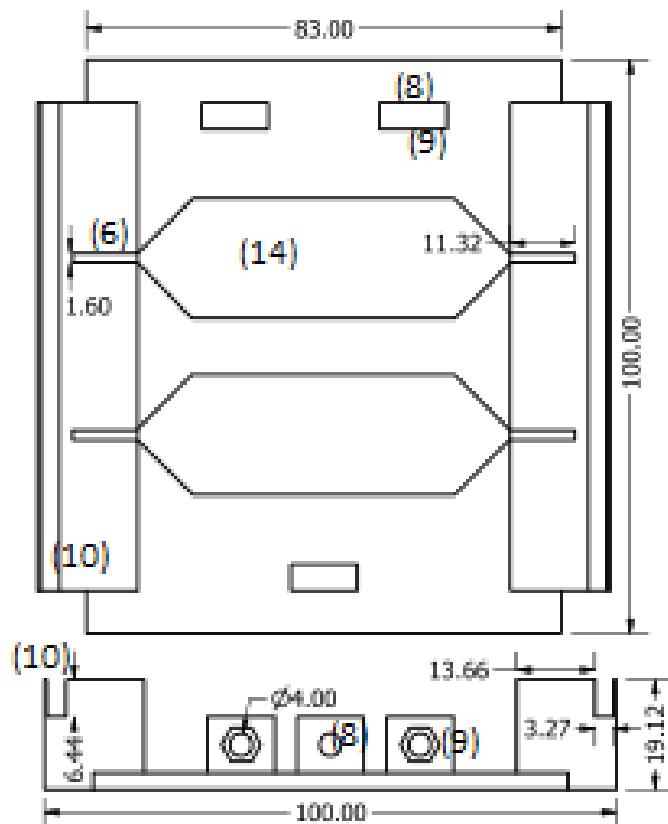


Fonte: Autor.

A figura 52, mostra os outros painéis externos, que diferentemente dos anteriores não possuem os botões de inicialização, mas se utilizam do mesmo sistema de para a trava dos painéis solares indicados em (10), onde pelos mesmos parafusos e porcas, mostrados em (8), e o recessos para o alinhamento, se tem a fixação das placas com a adição de rigidez para a estrutura.

A Figura 53 mostra a base do satélite que possui a outra parte do suporte das placas principais, indicados em (6), das placas solares, indicados em (10), assim como as portas de acesso, para os testes do sistema indicado em (14). E para a junção com o resto da estrutura será utilizada o mesmo sistema de porcas e parafusos citados anteriormente e indicados em (8) e (9).

Figura 53 – Vista da peça que compõe a base inferior do LCP (medidas em mm)

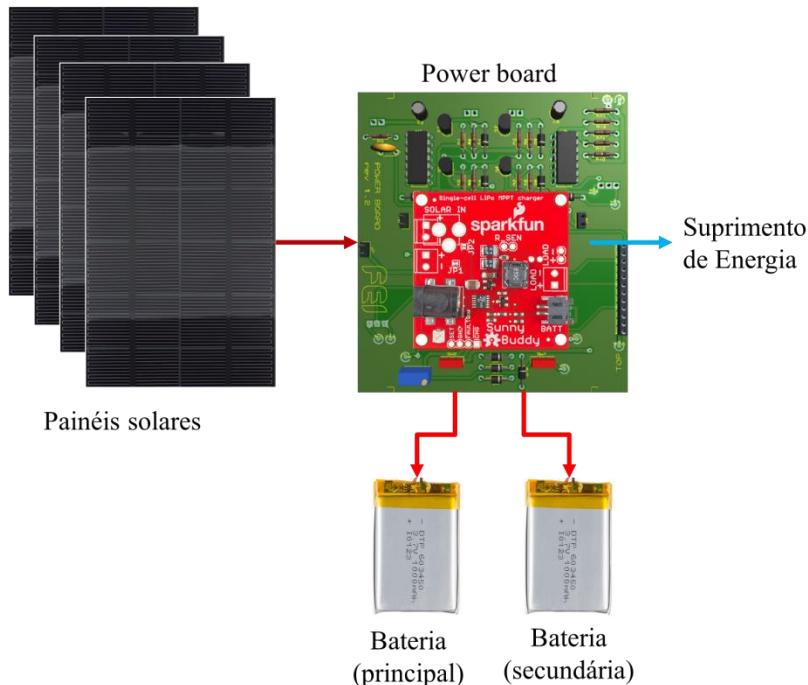


Fonte: Autor.

3.2 SUBSISTEMA DE ALIMENTAÇÃO

O módulo de captação de energia das placas solares e carregamento das baterias possibilita um controle estável do nível de tensão e da taxa de carregamento, porém ainda assim trata-se de um módulo sem redundância, onde, no caso de uma falha no banco de baterias poderia impactar a estabilidade do sistema como um todo.

Figura 54 – Subsistema de alimentação do LCP



Fonte: Autor.

3.2.1 Circuito de troca automática de bateria

A fim de prever um cenário de falha no banco de baterias, este ocasionado por falha no carregamento das células, temperatura excessiva ou instabilidade química, foi modelado um circuito de isolamento e seleção de bateria, podendo agora ser definido qual das baterias, principal ou secundária, deverá ser mantida em carregamento e utilização para suprimento da energia necessária ao sistema, onde detectadas quaisquer anomalias ou instabilidades a troca poderá ser realizada sem que afete a estabilidade do sistema, mantendo o nível médio de tensão e corrente estáveis e sem que ocasionem no reset dos sistemas principais e periféricos.

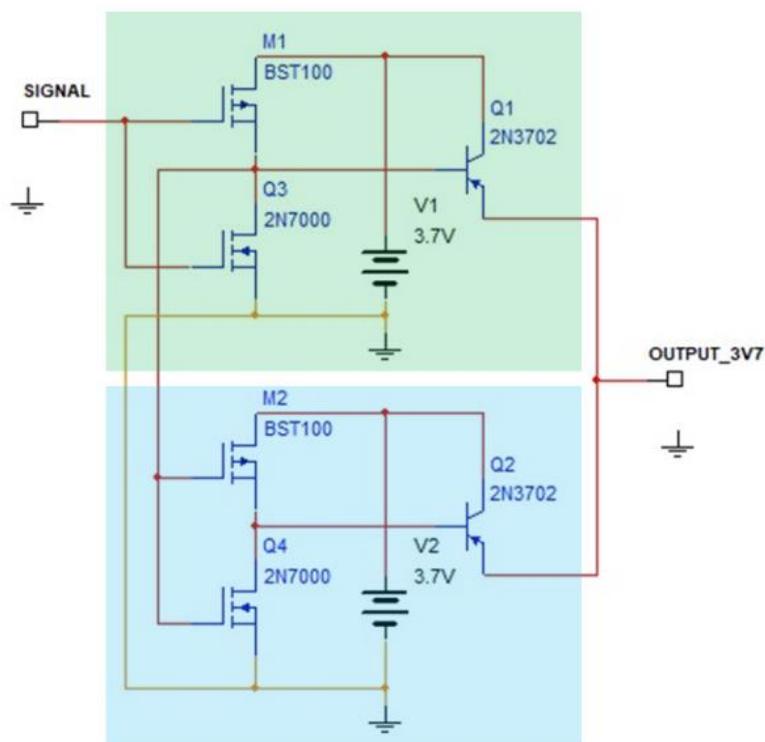
Os parâmetros de tensão e corrente monitorados pela MCU e apresentados na seção 2.3.2 Dispositivos de telemetria, servirão como métricas para a manutenção ou troca da bateria selecionada para operação, gerando um pulso seletor.

Foram escolhidas tecnologias MOS para a modelagem do funcionamento lógico do sistema em operação conjunta com transistores do tipo Transistor Bipolar de Junção (TBJ) para o chaveamento efetivo dos circuitos de potência.

Para a melhor compreensão de seu funcionamento, o circuito de troca de baterias, é apresentado a seguir, subdividido em três: seleção, carregamento e suprimento; considerando que os dois últimos são semelhantes em topologia.

O circuito de seleção consiste em dois inversores que caracterizam um intertravamento, impossibilitando a polarização simultânea dos circuitos de carregamento e suprimento, garantindo a operação de uma das malhas por vez como exemplificado na Figura 55, circuito em sua fase inicial de concepção.

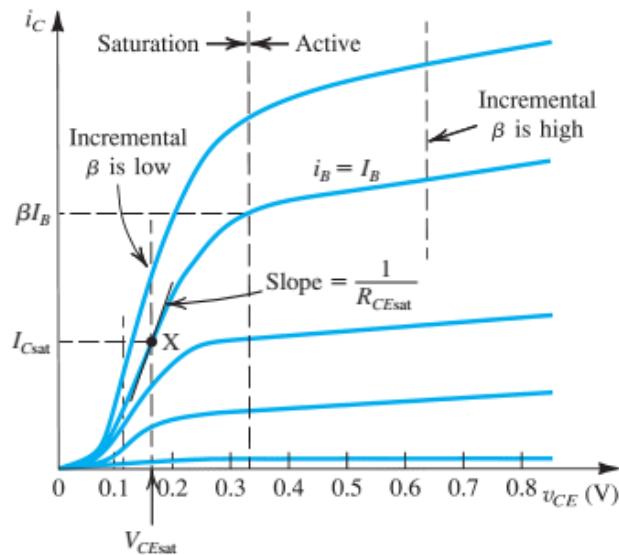
Figura 55 – Concepção do circuito de seleção



Fonte: Autor.

Seguindo para a modelagem dos circuitos de carregamento e suprimento, ambos de arquitetura e comportamento similar, foram escolhidos transistores de junção bipolar do tipo PNP devido seu comportamento não linear frente as alterações em sua polarização, Figura 56, não respondendo de forma abrupta e possibilitando a manutenção de um nível médio de tensão mínimos enquanto da transição das malhas principal para a secundária e vice-versa (SEDRA, 2005).

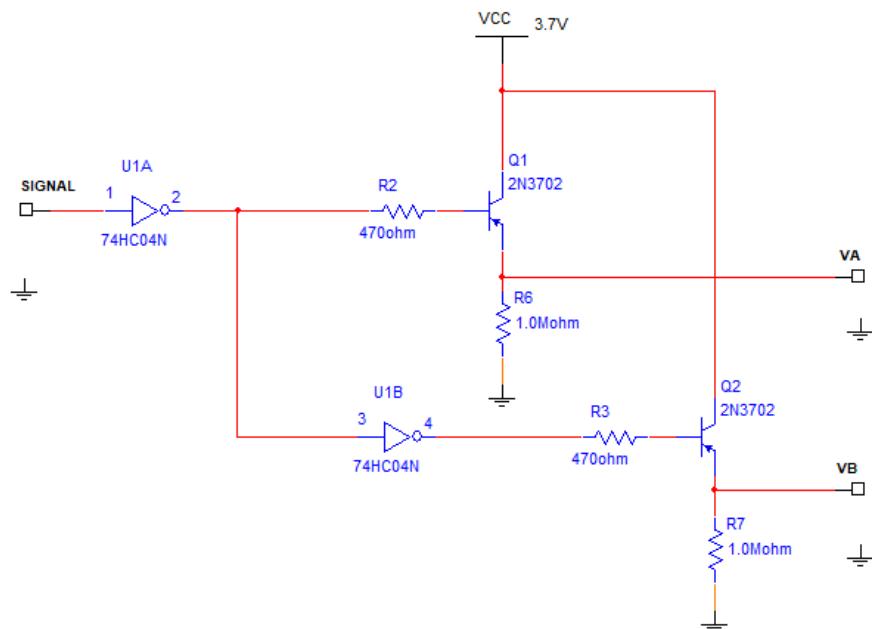
Figura 56 – Comportamento do transistor TBJ



Fonte: SEDRA, 2005.

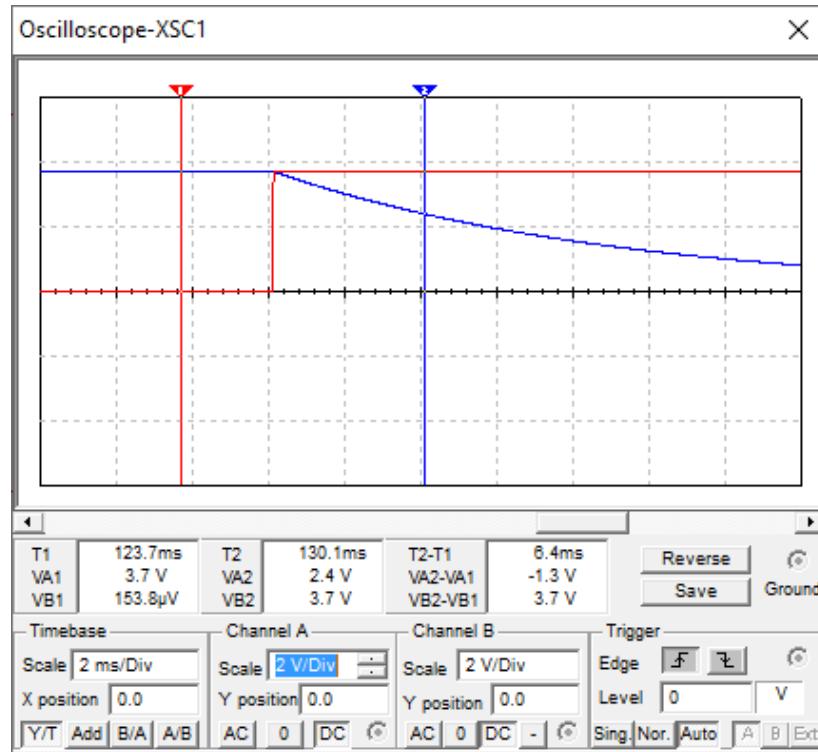
Assim, a arquitetura básica dos circuitos de carregamento e suprimento seguiu o modelo da prova de conceito abaixo, do qual podemos observar seu comportamento frente alterações em sua polarização na Figura 57, mantendo uma retomada imediata e uma taxa de decaimento exponencial, assegurando a estabilidade e manutenção dos níveis de tensão em sua saída.

Figura 57 – Circuito de prova de conceito



Fonte: Autor.

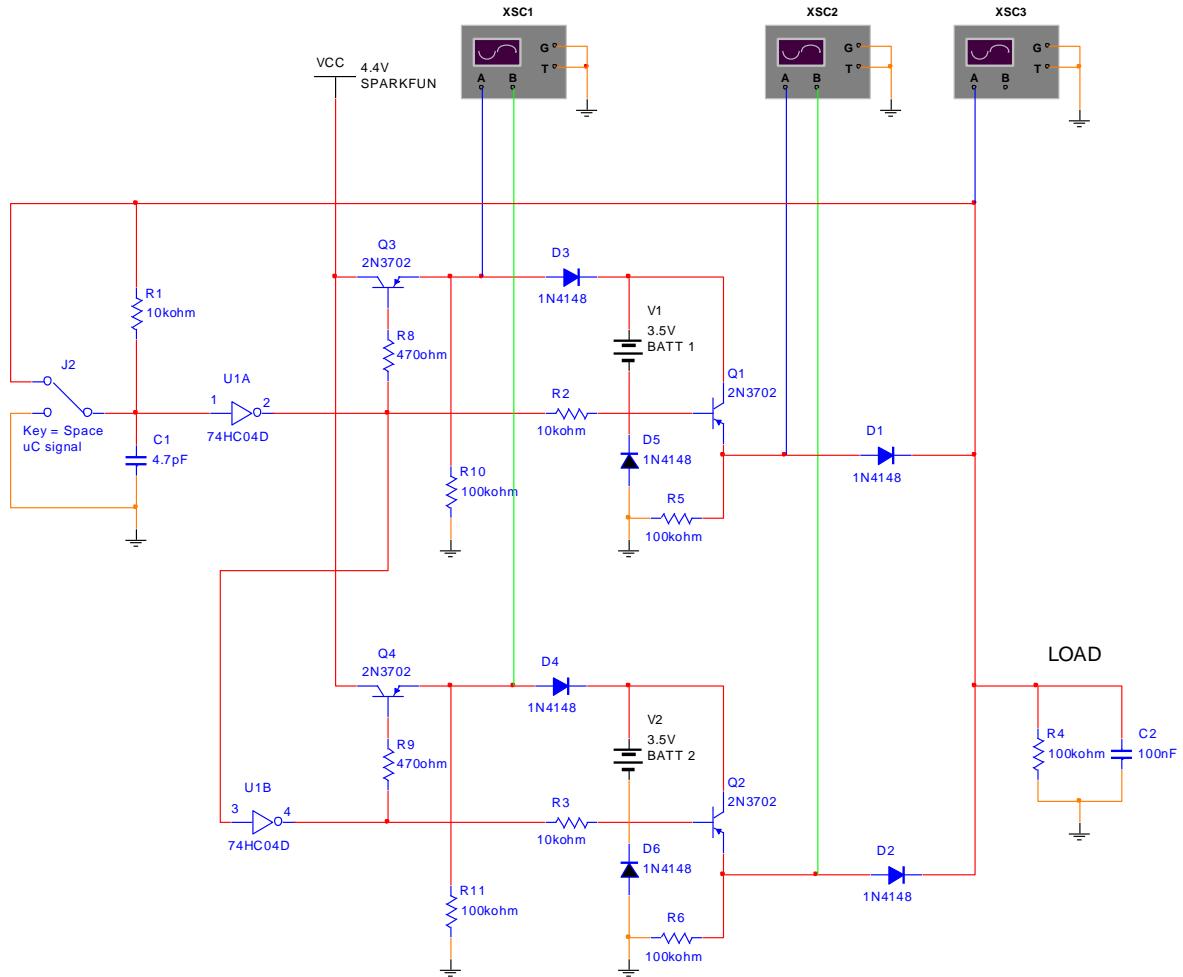
Figura 58 – Comportamento das saídas do circuito de prova de conceito



Fonte: Autor.

Para a modelagem e simulação do circuito de troca automática de bateria, foram utilizadas simulações em software Multisim, possibilitando a fundamentação com base na análise das polarizações dos transistores e do comportamento do circuito anterior às etapas de testes em bancada.

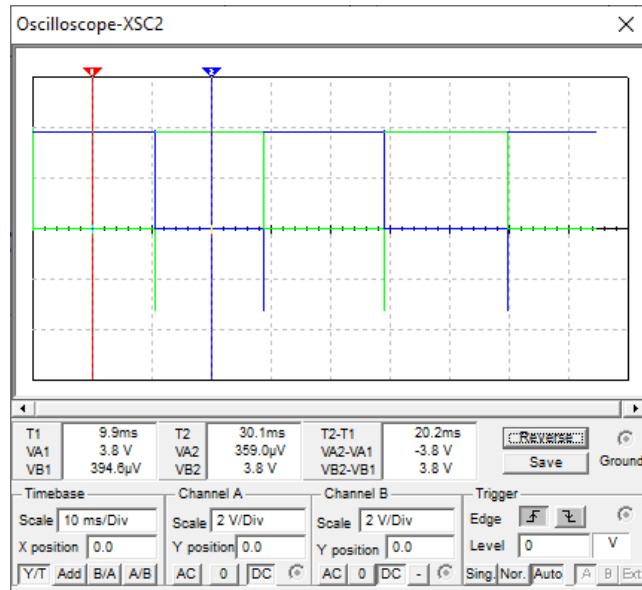
Figura 59 – Análise de comportamento do circuito de troca de baterias



Fonte: Autor.

A simulação dos sinais recebidos pelo circuito a partir da MCU para a troca dos módulos de bateria em carregamento e operação com base no circuito apresentado na Figura 59 demonstra seu comportamento frente a trocas sucessivas em intervalo aproximado de 20 ms.

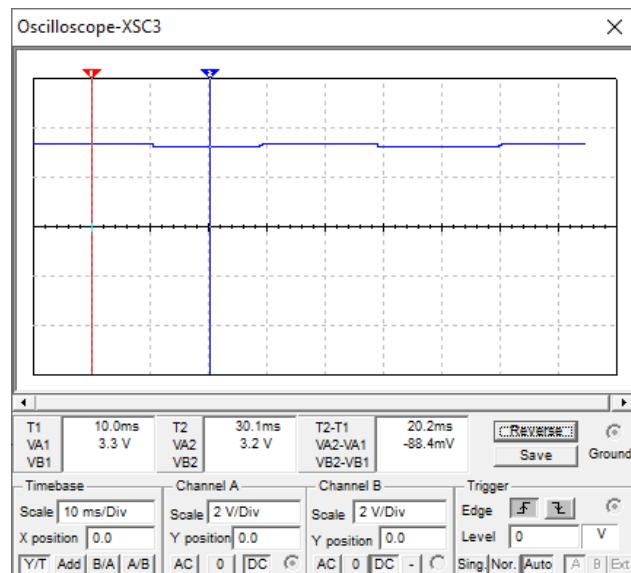
Figura 60 – Comportamento das saídas do sistema de baterias principal e secundário



Fonte: Autor.

Observa-se a partir da leitura de tensão na saída do circuito, que está permanece estável e com baixa flutuação dentro dos limites de tolerância estimados para o sistema, não apresentando comportamento de potencial tendendo a zero.

Figura 61 – Saída estável do circuito de troca de baterias



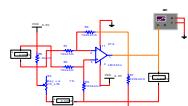
Fonte: Autor.

3.2.2 PCB de potência

O LCP possui duas placas PCB – Printed Circuit Board, sendo a de potência a responsável pela recepção da energia coletada pelos painéis solares, sua filtragem, regulação, carregamento das baterias principal e secundária, seleção da bateria ativa, amostragem da corrente de consumo e distribuição de alimentação estável à PCB principal.

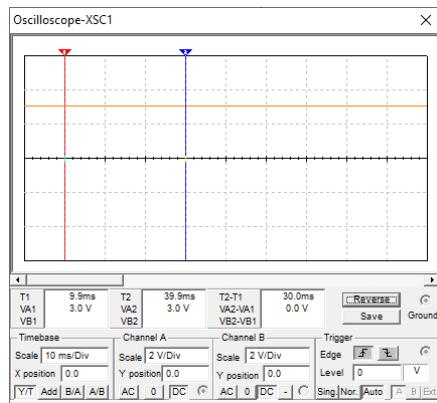
O projeto da PCB de potência apresenta três circuitos críticos para o correto funcionamento do sistema, sendo um o módulo da Sparkfun para integração dos painéis solares às baterias, o circuito automático de troca de baterias e o circuito para amostragem e monitoramento da corrente de consumo apresentado na Figura 62 em sua etapa de simulação em software.

Figura 62 – Amplificador de diferenças como monitor de corrente



Fonte: Autor.

Figura 63 – Leitura estabilizada da corrente na forma de tensão



Fonte: Autor.

Uma vez modelados os circuitos, havendo estes sido dimensionados e simulados para sua validação, seguiu-se para o design do projeto elétrico, design da PCB, sua confecção em material FR-4 padrão de 1 onça e montagem com base na lista de materiais evidenciados na Tabela 3.

Tabela 3 – Bill Of Materials (BOM) da PCB de potência

Qtd.	Referências	Descrição simplificada
2	BAT1,BAT2	3.7V
1	C1	4p7
2	C2,C3	10u
10	D1,D2,D3,D4,D5,D6,D7,D8,D9,D10	1N4148
1	J1	CONN-SIL12
6	J2,J3,J4,J5,J6,J7	CONN-SIL2
2	J8,J9	CONN-SIL3
4	Q1,Q2,Q3,Q4	BC557
4	R1,R3,R5,R7	1k
6	R2,R4,R6,R8,R13,R14	100k
3	R9,R11,R12	10k
1	R10	1R
1	RV1	10K
1	SPK1	SPARKFUN_CELL_BATT_MODULE
1	SW1	DEPLOYMENT SW1
1	SW2	DEPLOYMENT SW2
1	U1	74HC14
1	U2	LM224

Fonte: Autor.

A

B

C

D

E

F

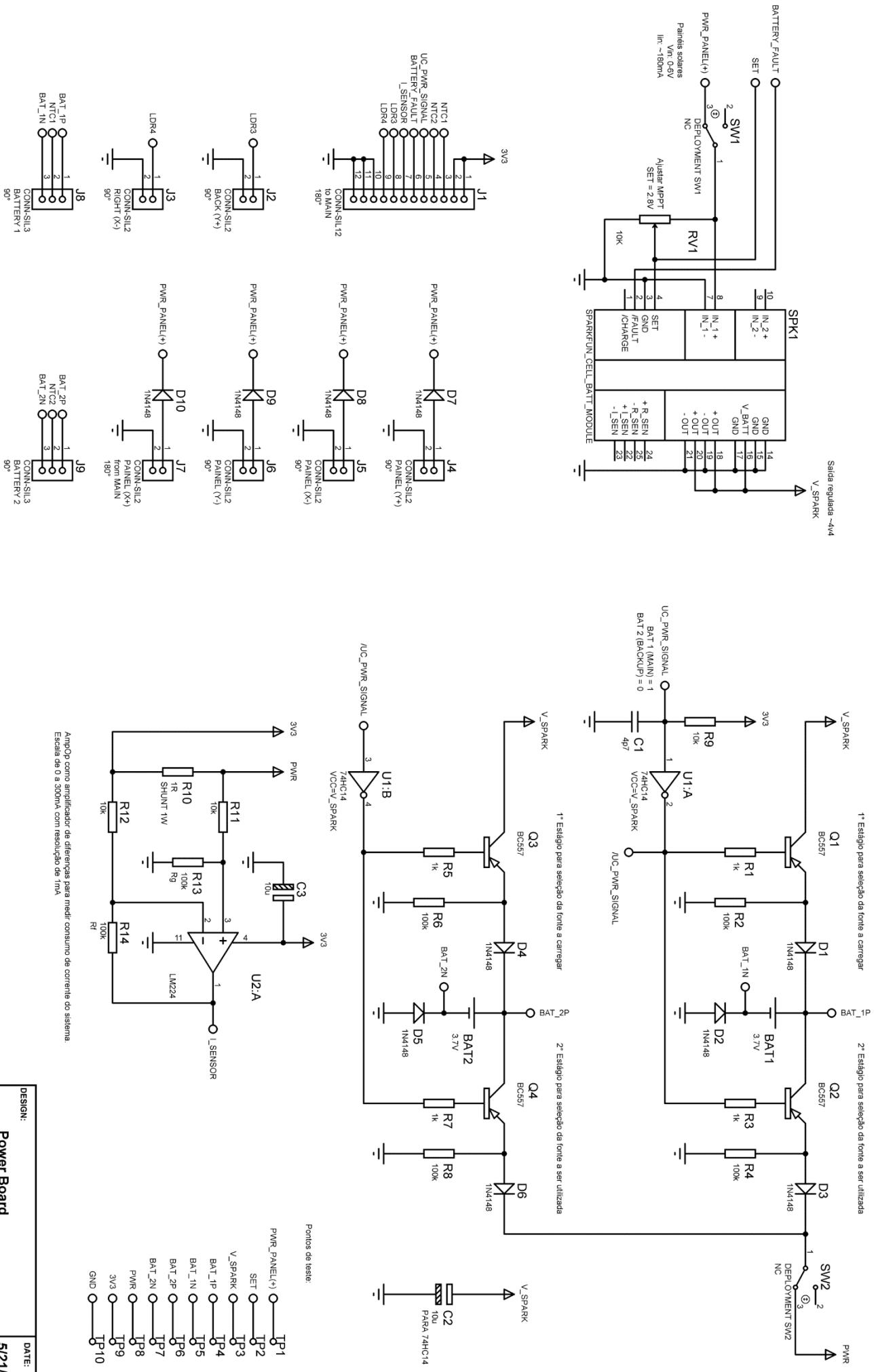
G

H

J

K

0

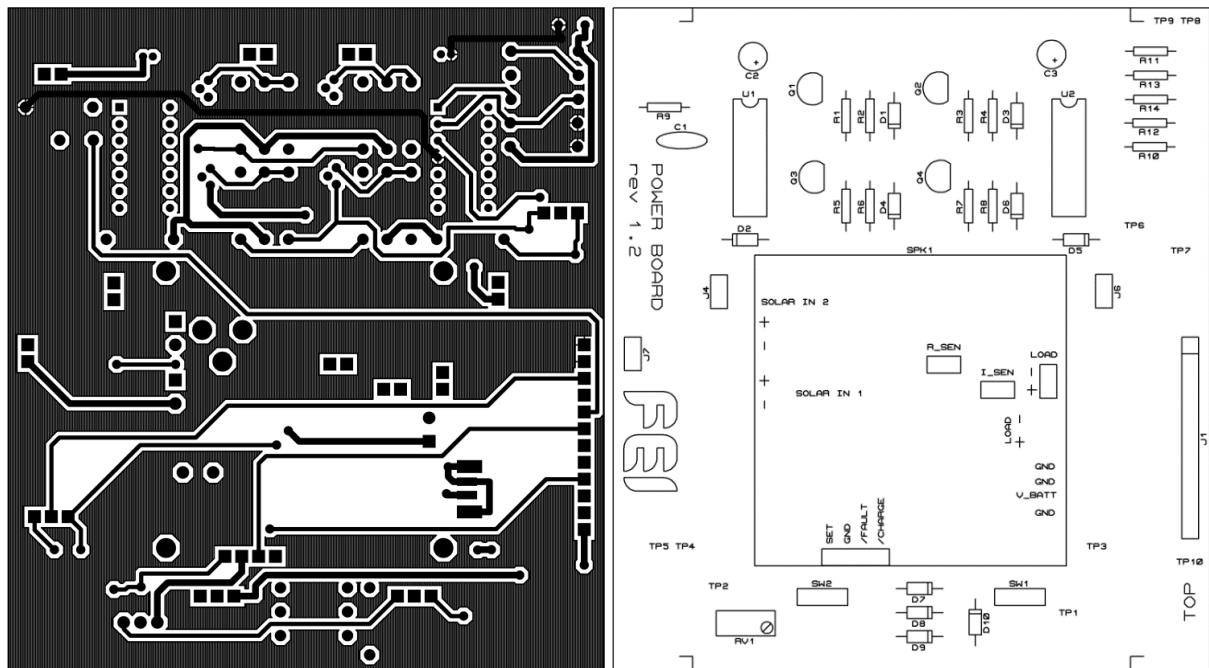


0	A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	0	
9	A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	9	
8	BAT_1P NTC1 CONN-SIL3 BATTERY1 90°	J8	LDR3 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D9 1N4148 J2 CONN-SIL2 PANEL(Y+) 90°	J3	PWR_PANEL(+)	D10 1N4148 J7 CONN-SIL2 PANEL(X-) PANEL(Y+) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
7	BAT_2P NTC2 CONN-SIL3 BATTERY2 90°	J9	LDR4 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D11 1N4148 J10 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J11	PWR_PANEL(+)	D12 1N4148 J13 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
6	BAT_1N NTC1 CONN-SIL3 BATTERY1 90°	J12	LDR3 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D13 1N4148 J14 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J15	PWR_PANEL(+)	D16 1N4148 J17 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
5	BAT_2N NTC2 CONN-SIL3 BATTERY2 90°	J18	LDR4 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D17 1N4148 J19 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J20	PWR_PANEL(+)	D20 1N4148 J21 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
4	BAT_1N NTC1 CONN-SIL3 BATTERY1 90°	J22	LDR3 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D23 1N4148 J24 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J25	PWR_PANEL(+)	D26 1N4148 J27 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
3	BAT_2N NTC2 CONN-SIL3 BATTERY2 90°	J28	LDR4 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D29 1N4148 J29 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J30	PWR_PANEL(+)	D31 1N4148 J32 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
2	BAT_1P NTC1 CONN-SIL3 BATTERY1 90°	J31	LDR3 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D33 1N4148 J34 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J35	PWR_PANEL(+)	D36 1N4148 J37 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3
1	BAT_1N NTC1 CONN-SIL3 BATTERY1 90°	J38	LDR4 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	PWR_PANEL(+)	D38 1N4148 J39 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	J40	PWR_PANEL(+)	D41 1N4148 J42 CONN-SIL2 PANEL(X+) PANEL(Y-) 90°	3V3	3V3	3V3	3V3

DESIGN:	Power Board
BY:	Bruno Duarte
REV:	1.2

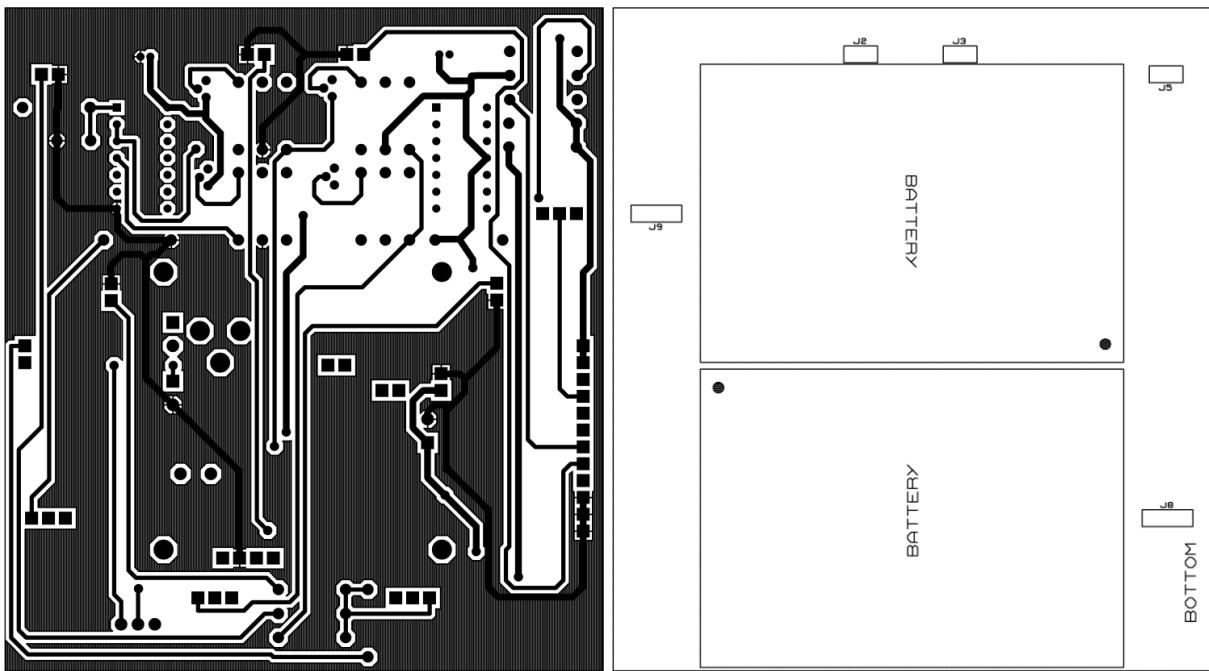
DATE:	5/21/2020
PAGE:	1 of 1

Figura 64 – Top copper (esquerda) e Top silkscreen (direita) da PCB de potência



Fonte: Autor.

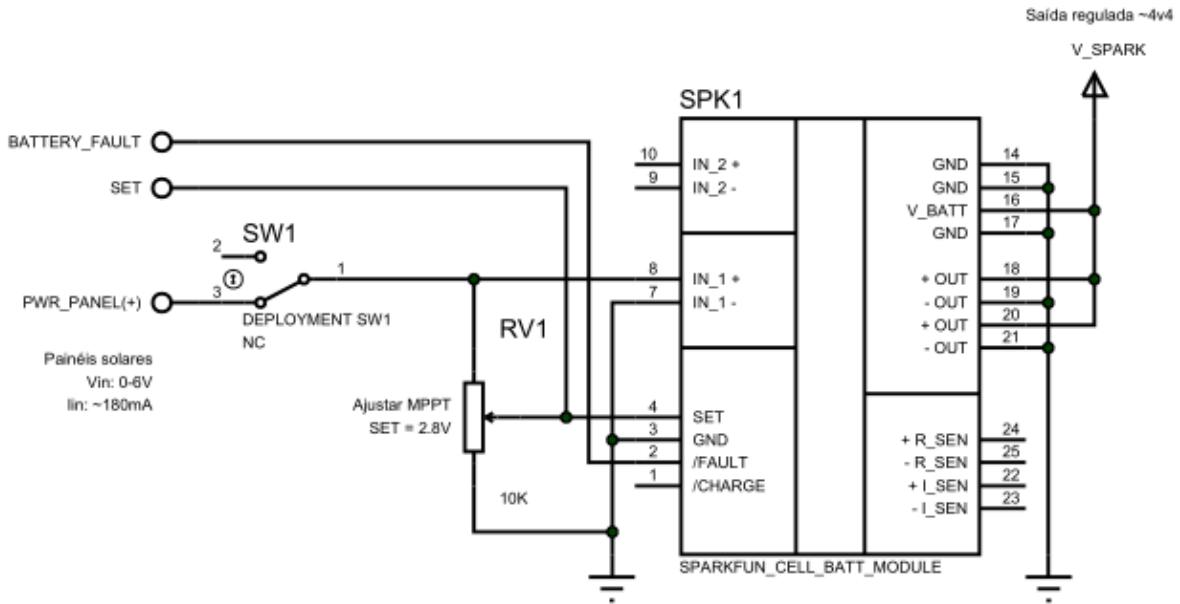
Figura 65 – Bottom copper (esquerda) e Bottom silkscreen (direita) da PCB de potência



Fonte: Autor.

Analisando a integração principal do subsistema de potência, a Figura 66 mostra as conexões feitas entre a placa Sparkfun e a placa de alimentação. Nota-se que uma substituição do potenciômetro de ajuste do MPPT foi realizada, a fim de evitar uma possível alteração no valor durante manuseio ou operação do projeto.

Figura 66 – Diagrama de conexões do circuito integrado com a placa Sunny Buddy



Fonte: Autor.

A saída regulada da placa em V_SPARK de 4.4 V fica conectada na entrada ao circuito de troca de baterias. Além disso um switch, nomeado SW2, é conectado na saída do satélite da estrutura de lançamento, para que não se tenha um sistema ativo dentro do foguete, assim evitando falhas.

Este circuito possui dois estágios onde, no primeiro estágio, se tem a alimentação pela Sparkfun e o segundo estágio se tem o fornecimento de energia ao projeto, considerando que apesar de serem dois estágios seu funcionamento é em conjunto, portanto, somente uma bateria podendo estar em uso, não sendo possível uma ser carregada enquanto a outra fornece energia ao circuito.

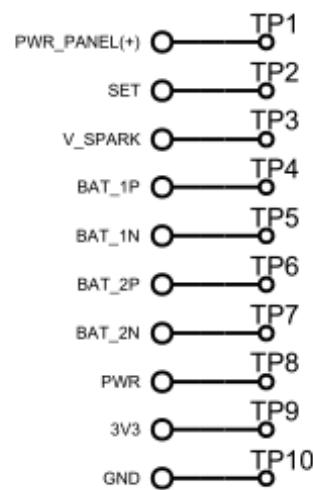
Para que seja possível fazer a seleção de qual bateria estará ativa, se tem o uso do pino UC_PWR_SIGNAL, onde quando este estiver em nível 1, a operação da bateria principal se encontra sem nenhuma falha, portanto pode continuar em operação, assim que ocorrer algum problema o seu nível logico ira para 0 ocorrerá a troca para a bateria backup.

O nível 1 foi escolhido para simbolizar o funcionamento sem falhas, para impedir que na eventual ocorrência de uma falha na bateria principal anterior ao início do sistema, não seja possível a troca a bateria secundaria, devido ao estado de normalidade do sistema se encontrar em 0, assim impedindo uma ativação do circuito.

Na placa também foi incluído pontos de teste para que seja possível medir as funcionalidades dos circuitos, sendo o PWR_Panel tensão do painel, SET valor 2.8 V, V_Spark tensão nó módulo da Sparkfun, BAT_1P tensão positiva bateria 1, BAT_1N tensão negativa bateria 1, BAT_2P tensão positiva bateria 2, BAT_2N tensão negativa bateria 2, PWR entrada no circuito de medição de corrente , 3V3 tensão entregue ao circuito principal.

Figura 67 – Ports de acesso da placa de potência

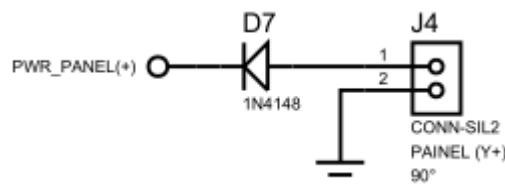
Pontos de teste:



Fonte: Autor.

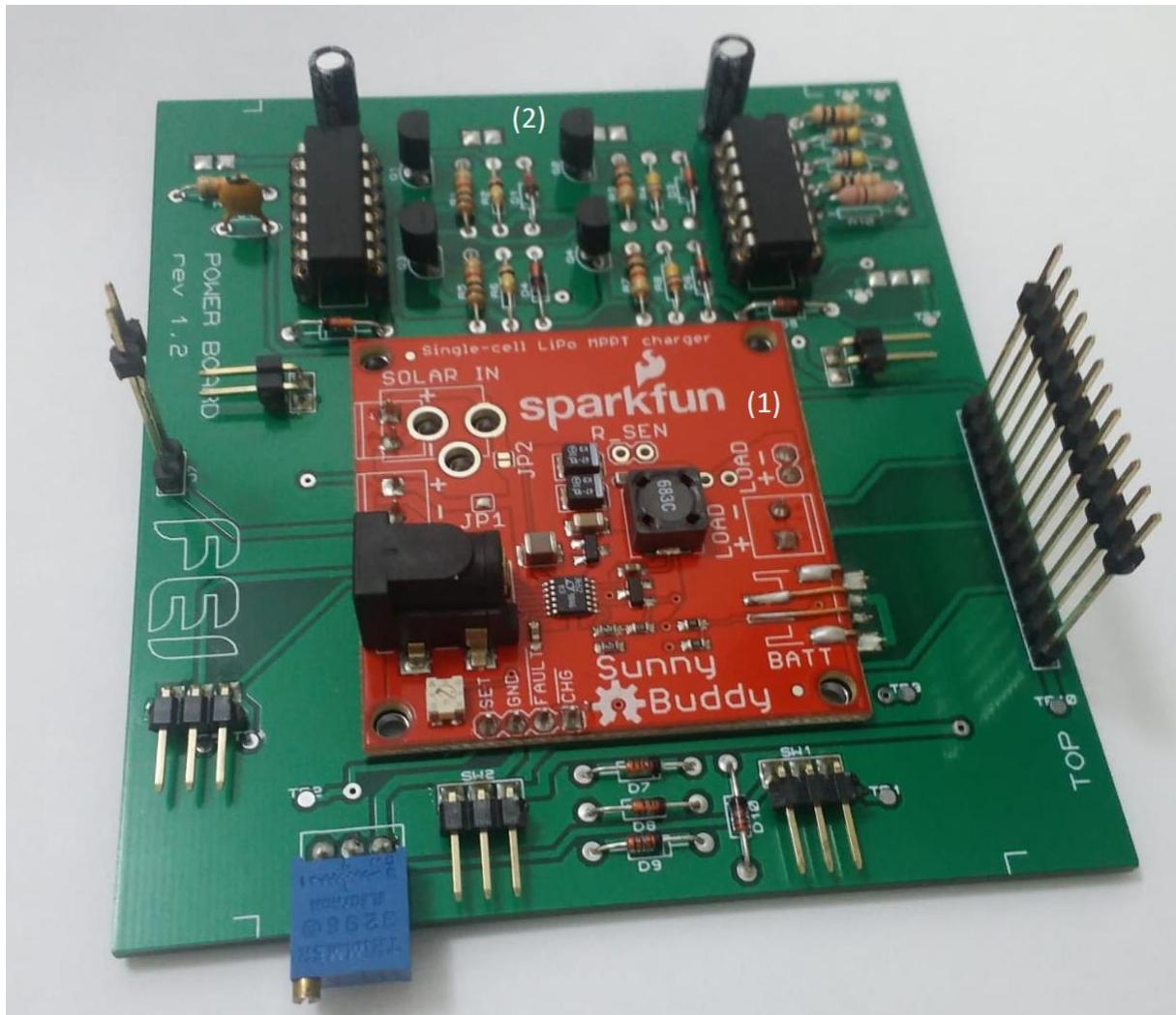
Para a conexão dos painéis solares indicados se tem diodos para se evitar correntes reversas.

Figura 68 – Circuito de proteção da placa de potência



Fonte: Autor.

Figura 69 – Placa de potência do LCP



Fonte: Autor.

Com a configuração correta dos circuitos de alimentação, a placa final foi produzida associando os componentes necessários do circuito de potência, indicado na figura anterior como (2), em conjunto com o módulo da Sparkfun, indicado como (1). Notavelmente o barramento da Figura 69 permite a interligação com a placa principal, garantindo o fornecimento de energia aos outros subsistemas do LCP.

3.3 DESENVOLVIMENTO DA PLACA PRINCIPAL E ESQUEMA ELÉTRICO

A placa principal do LCP comporta circuitos analógicos, digitais e de radiofrequência, sendo responsável pela integração dos subsistemas idealizados na concepção do projeto.

O desenvolvimento do hardware requer a compreensão das características e comportamento de cada um dos circuitos de naturezas distintas e como viabilizar sua integração em uma mesma PCB, dado que as características de um podem afetar de forma degradante ao outro.

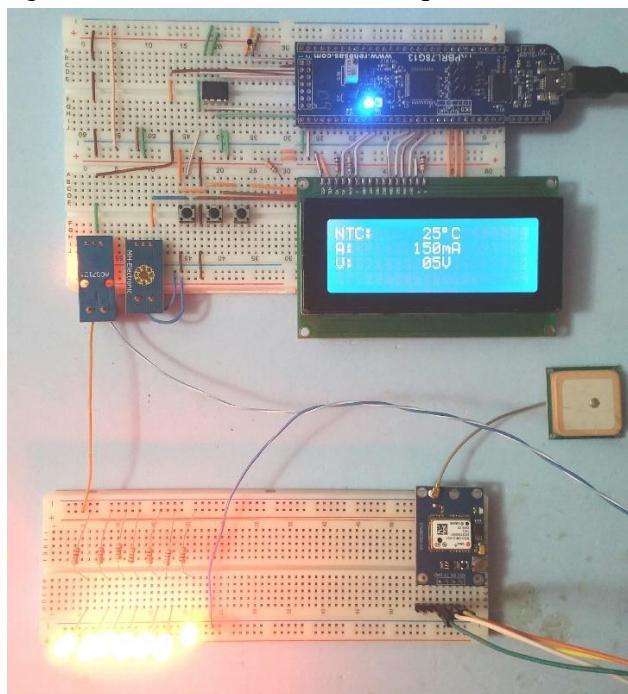
3.3.1 Ensaios de conversão ADC

Precedente ao desenvolvimento da placa, os circuitos foram idealizados de forma conceitual e com base nas necessidades de projeto, simulações em software e ainda ensaios em bancada.

Pela quantidade de sensores LDR presentes na arquitetura do LCP, além dos sensores de temperatura analógicos das baterias, faz-se necessária a amostragem e conversão de sinais analógicos múltiplos e sequenciais, o que para algumas arquiteturas de microcontroladores pode ser algo limitante por exigir um maior tempo de processamento.

A fim de garantir o correto desempenho, foram realizados ensaios em bancada considerando a leitura de três canais analógicos de forma sequencial, obtendo respostas estáveis de conversão e livres de interferências das conversões anteriores.

Figura 70 – Conversões ADC sequenciais

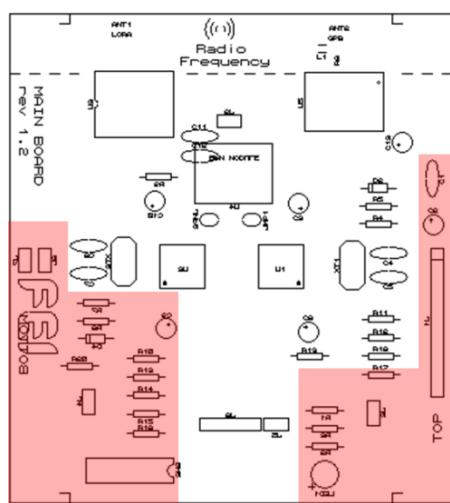


Fonte: Autor.

3.3.2 PCB principal

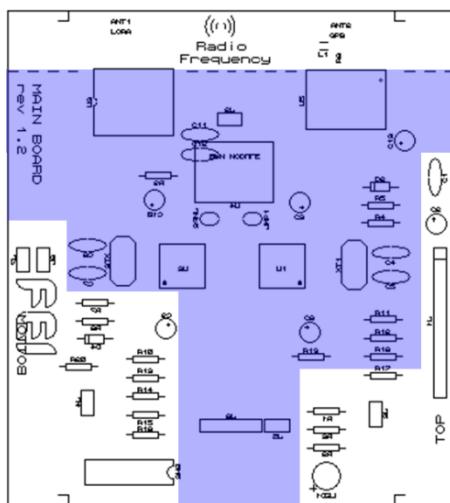
A distribuição espacial dos circuitos analógicos, digitais e de radiofrequência é apresentadas na forma de agrupamentos, sendo os circuitos analógicos distribuídos nas bordas inferiores da placa, os circuitos digitais na parte central e os circuitos de radiofrequênci no topo e apresentando um plano de terra distante e sem fluxo de correntes derivadas de circuitos adjacentes ou mesmo proximidade com barramentos de comunicação digital, os quais podem inferir em interferências em frequência.

Figura 71 – Circuitos analógicos



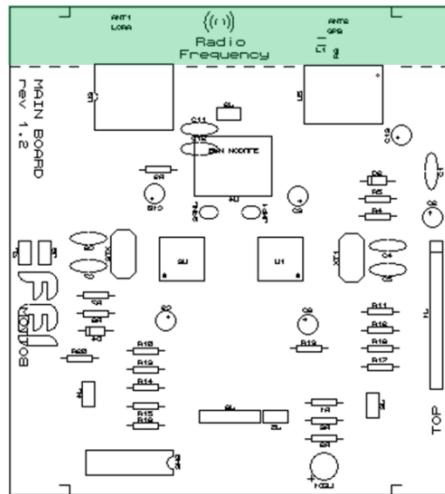
Fonte: Autor.

Figura 72 – Circuitos digitais



Fonte: Autor.

Figura 73 – Circuitos de radiofrequênciа



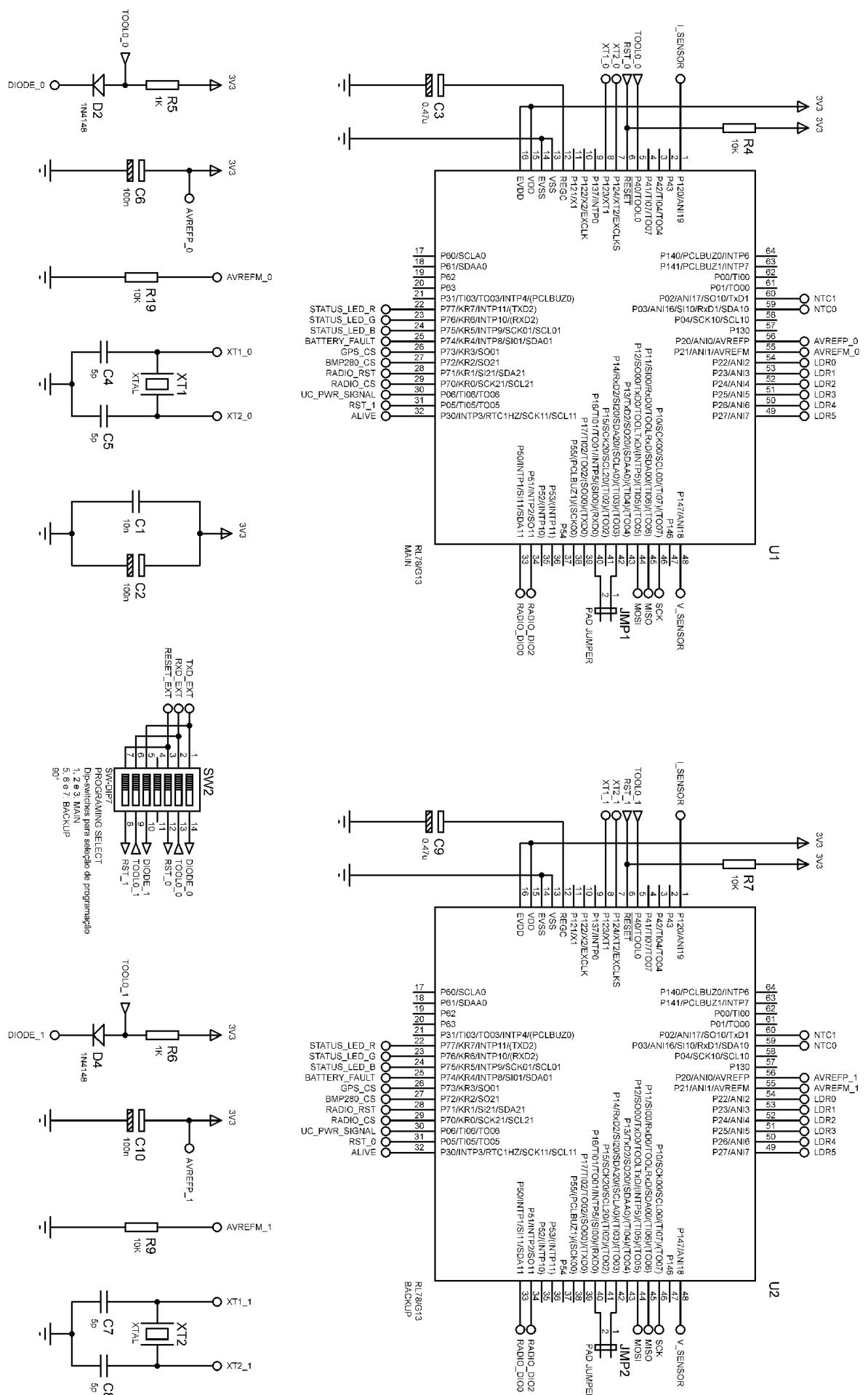
Fonte: Autor.

Uma vez modelados os circuitos, havendo estes sido dimensionados e simulados para sua validação, seguiu-se para o design do projeto elétrico, design da PCB, sua confecção em material FR-4 1mm padrão de 1 onça e montagem com base na lista de materiais evidenciados na Tabela 4.

Tabela 4 – Bill Of Material (BOM) da PCB principal

Qtd.	Referências	Descrição simplificada
2	ANT1,ANT2	ANTENNA_UFL
1	C1	10n
2	C3,C9	0.47u
4	C4,C5,C7,C8	5p
4	C2,C6,C10,C13	100n
2	C11,C12	100p
2	D2,D4	1N4148
1	J1	CONN-SIL12
6	J2,J3,J4,J5,J6,J7	CONN-SIL2
1	J8	CONN-SIL5
2	JMP1,JMP2	PAD JUMPER
1	L1	27uH
6	LDR0,LDR1,LDR2,LDR3,LDR4,LDR5	LDR
1	LED1	LED_RGB
3	R1,R2,R3	270R
14	R4,R7,R9,R10,R11,R12,R13,R14,R15,R16,R17,R18,R19,R20	10K
2	R5,R6	1K
1	R8	22
2	RT2,RT3	10.0k
1	SW2	SW-DIP7
2	U1,U2	RL78/G13
1	U3	LORA_V2
1	U4	BMP280_MODULE
1	U5	GPS
2	XT1,XT2	XTAL

Fonte: Autor.



DESIGN:
Main Board

DATE:
5/21/2020
REV. 1.2
PAGE:
1 of 2

9

0

A

B

C

D

E

F

G

H

J

0

9

A

B

C

D

E

F

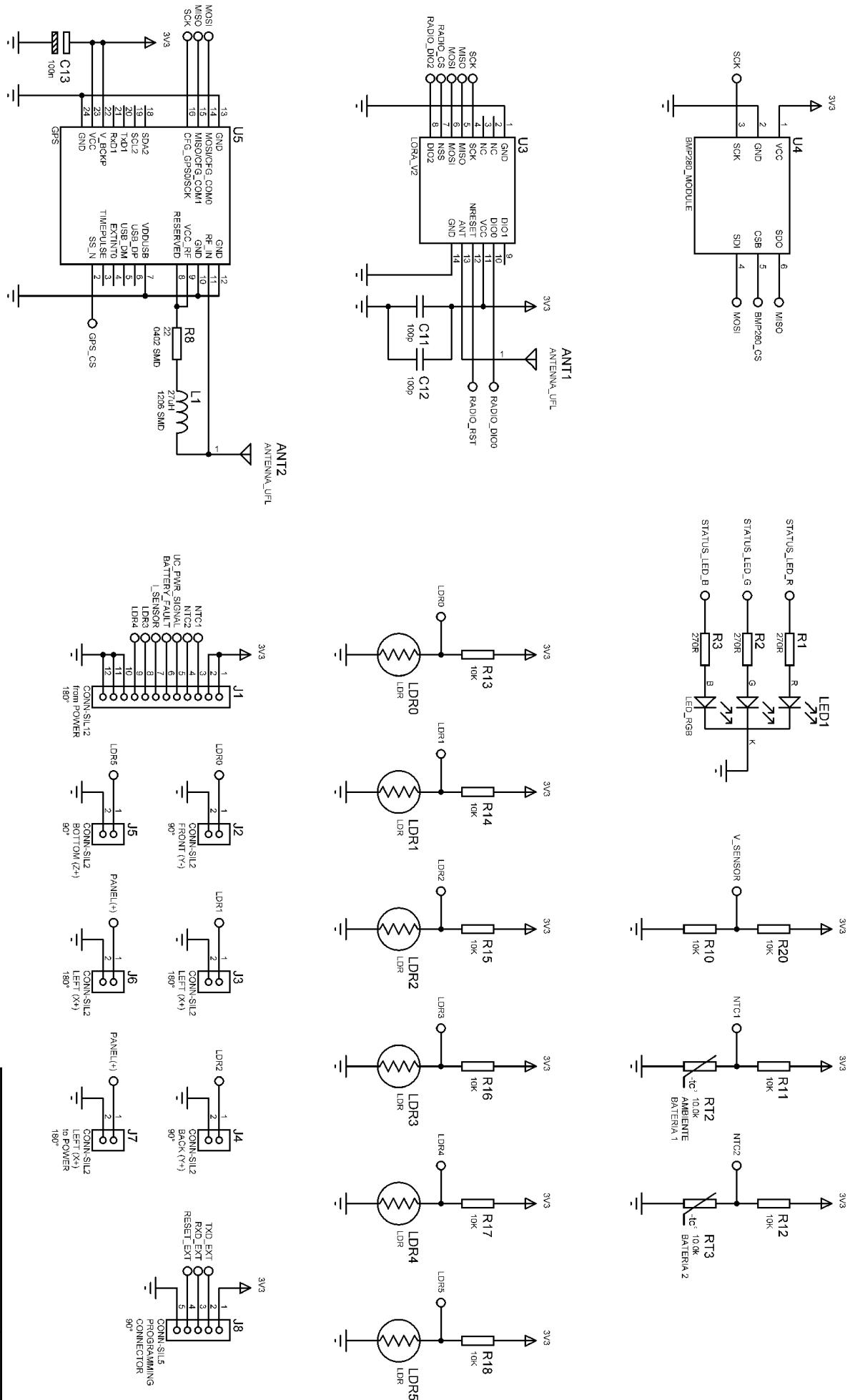
G

H

J

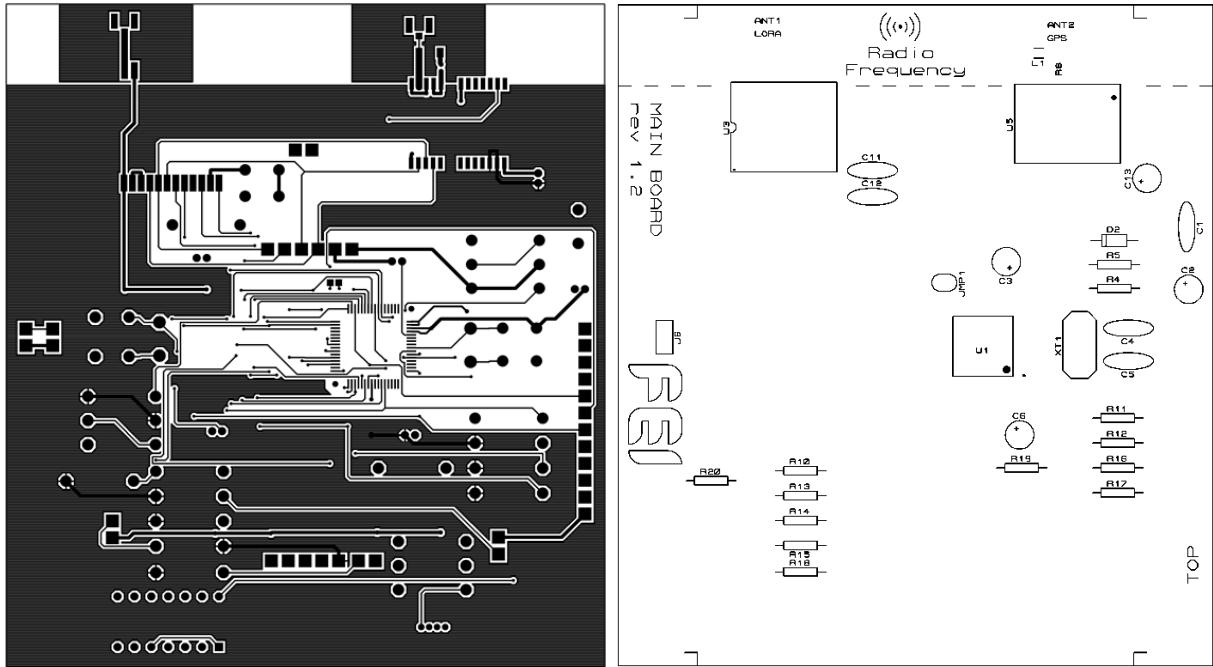
K

SW1
RESET_EXT
TOOL0_0
TOOL0_1
DIODE_0
RS1_L_1
RS1_U_1
PROGRAMMING SELECT
D1-D3
1,2,3 MAIN
5,6,7 BACKUP
8,9



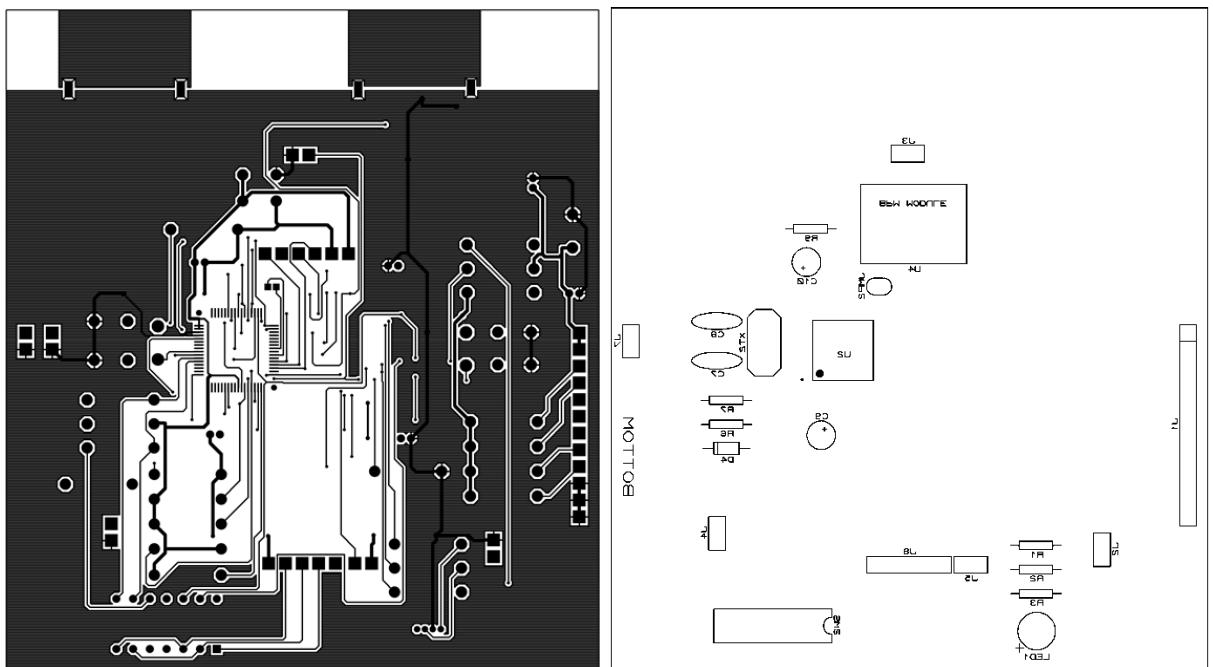
DESIGN:-
Main Board
BY: Bruno Duarte
REV. 1.2
DATE:
5/21/2020
PAGE:
2 of 2

Figura 74 – Top copper (esquerda) e Top silkscreen (direita) da PCB principal



Fonte: Autor.

Figura 75 – Bottom copper (esquerda) e Bottom silkscreen (direita) da PCB principal



Fonte: Autor.

Figura 76 – Placa principal do LCP

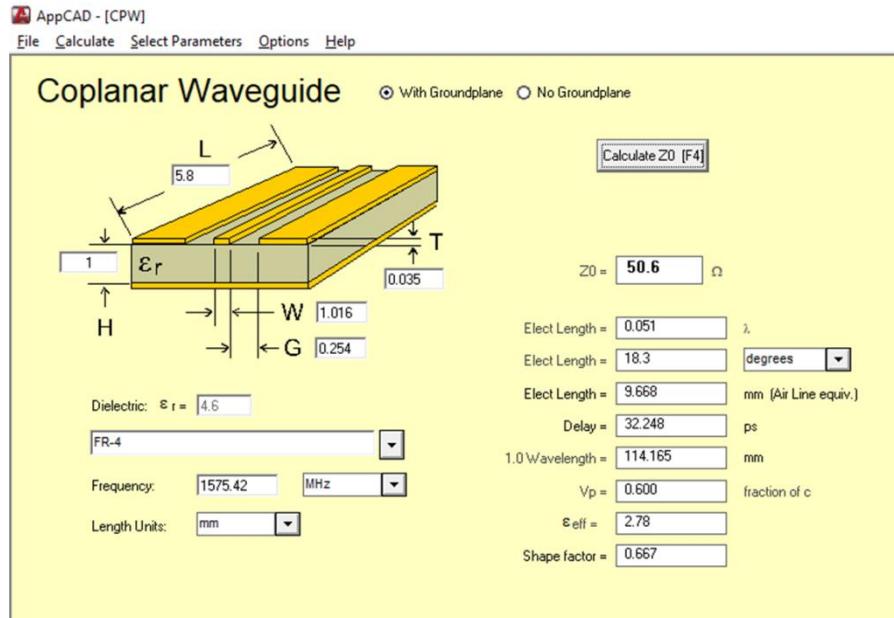


Fonte: Autor.

3.3.3 Casamento de impedâncias dos módulos em radiofrequênciа

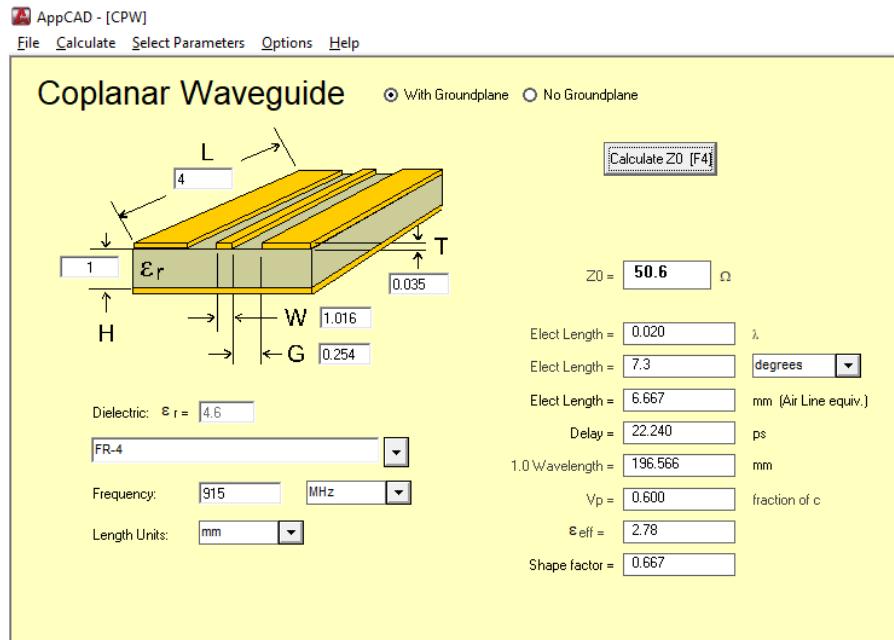
De forma a integrar os módulos de rádios às suas respectivas antenas e evitando reflexão de sinais ocasionados pelo comportamento complexo nas linhas de transmissão, faz-se necessário projetar as trilhas da PCB na forma de microstrip para que tenham eficiência no casamento de impedâncias, tornando-se uma guia de 50 Ohms.

Figura 77 – Parâmetros de microstrip para o módulo GPS



Fonte: Autor.

Figura 78 – Parâmetros de microstrip para o módulo LoRa



Fonte: Autor.

Definidos os parâmetros das microstrips com base nas frequências de cada módulo, substrato da placa a ser confeccionada, material de depósito em superfície (cobre) e os comprimentos das trilhas, é possível determinar as espessuras das linhas de onda e o clearance necessário no projeto de PCB para que sejam atingidos os valores de impedância ideais ao casamento das linhas de transmissão dos sinais em radiofrequência.

Figura 79 – Projeto PCB, casamento de impedâncias das linhas de transmissão

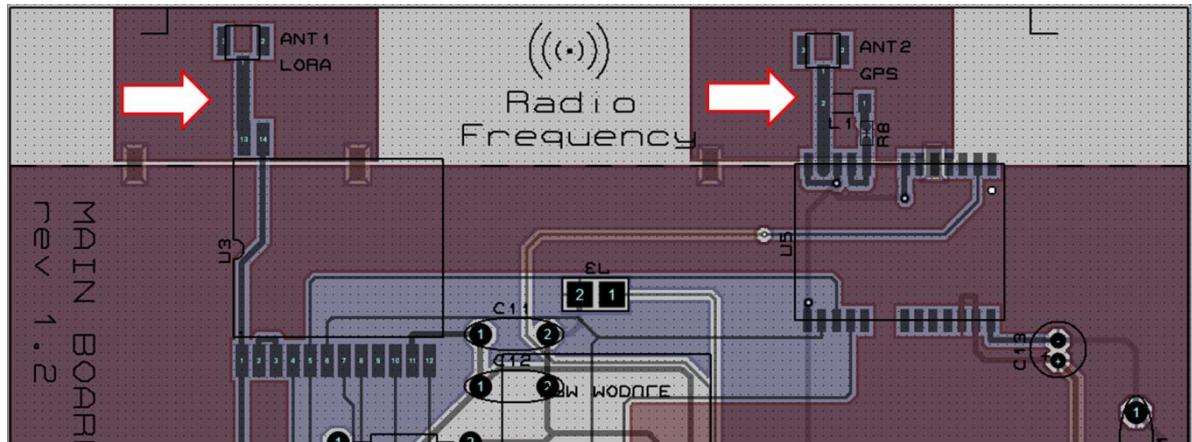
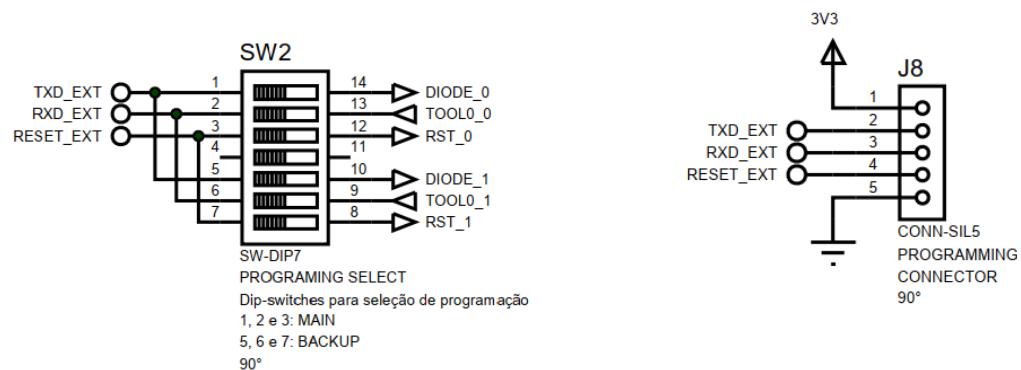
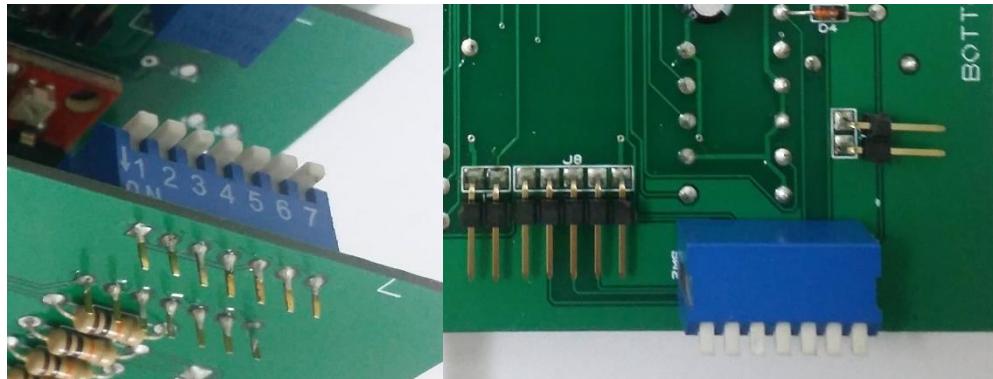
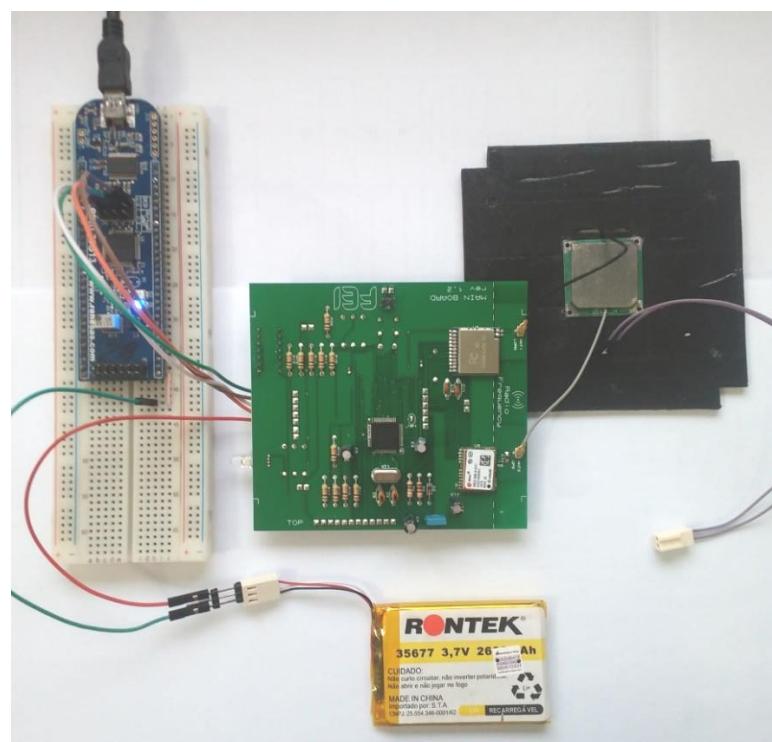


Figura 81 – DIP switches para seleção de MCU e conector de programação J8



Fonte: Autor.

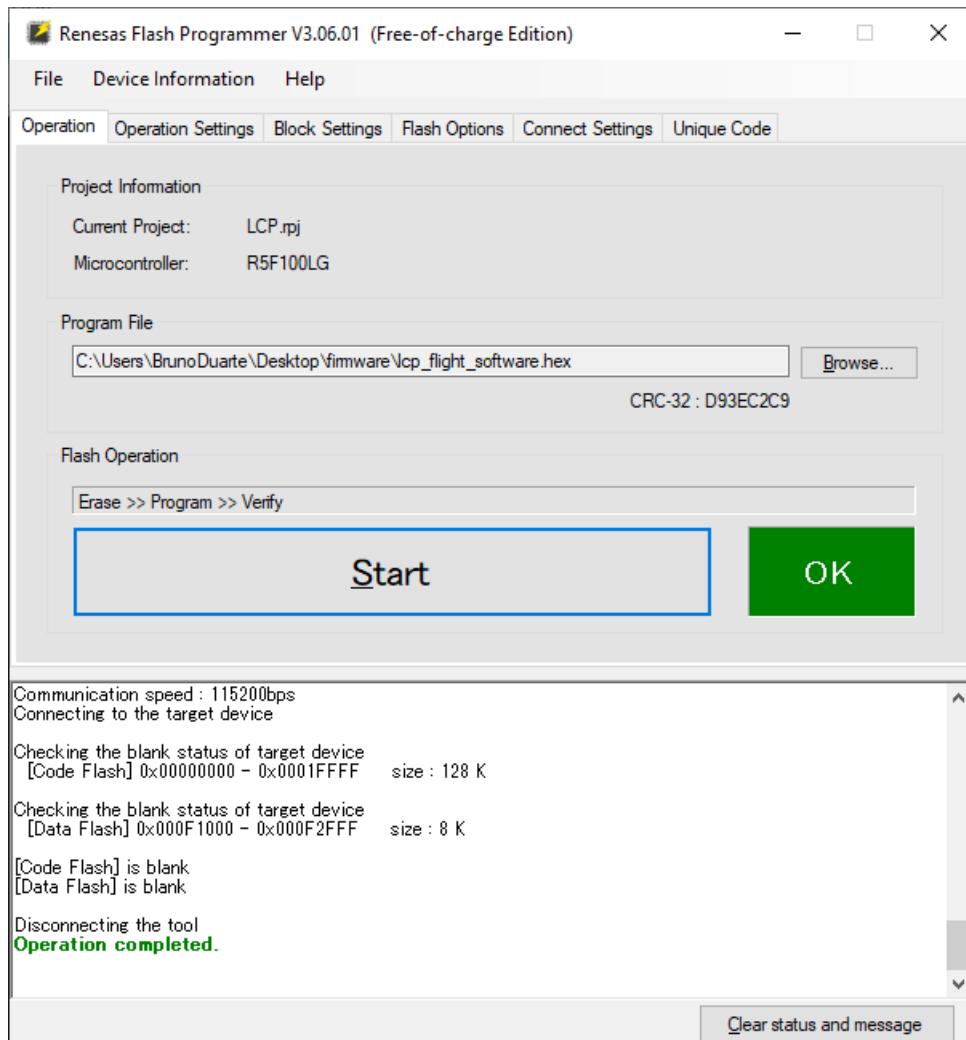
Figura 82 – Setup para programação externa



Fonte: Autor.

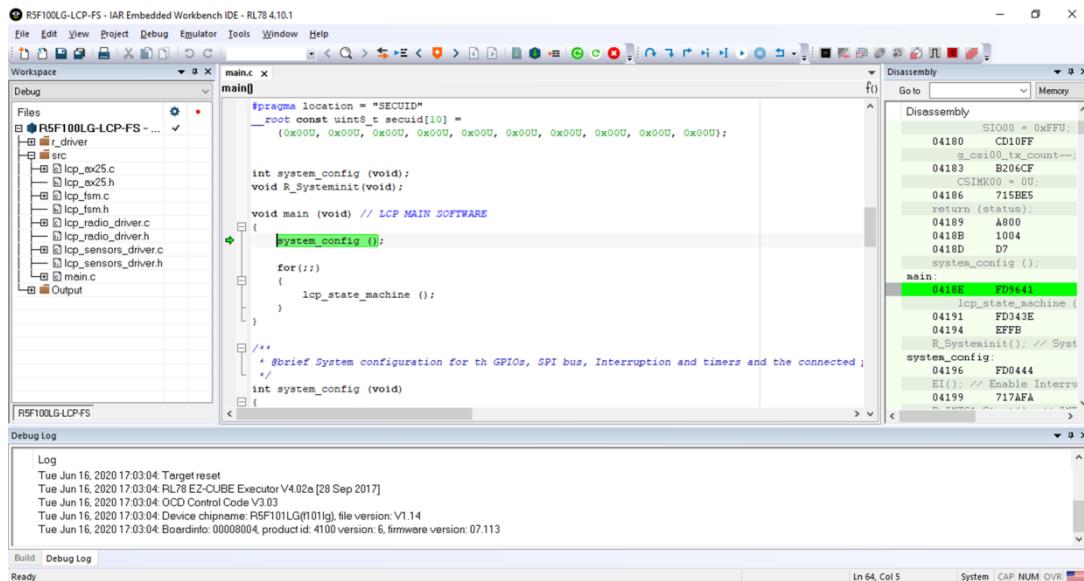
Selecionado o MCU objetivo da programação através dos DIP switches e conectando o barramento J8 à interface In System Programming (ISP) disponíveis na placa de desenvolvimento YRPBRL78G13 atuando como programador, é possível conectar-se aos MCUs, verificar o conteúdo de sua memória precedente à programação, realizar live debugging e verificação do estado de sua memória posterior à programação.

Figura 83 – Verificação da memória flash, pré-programação



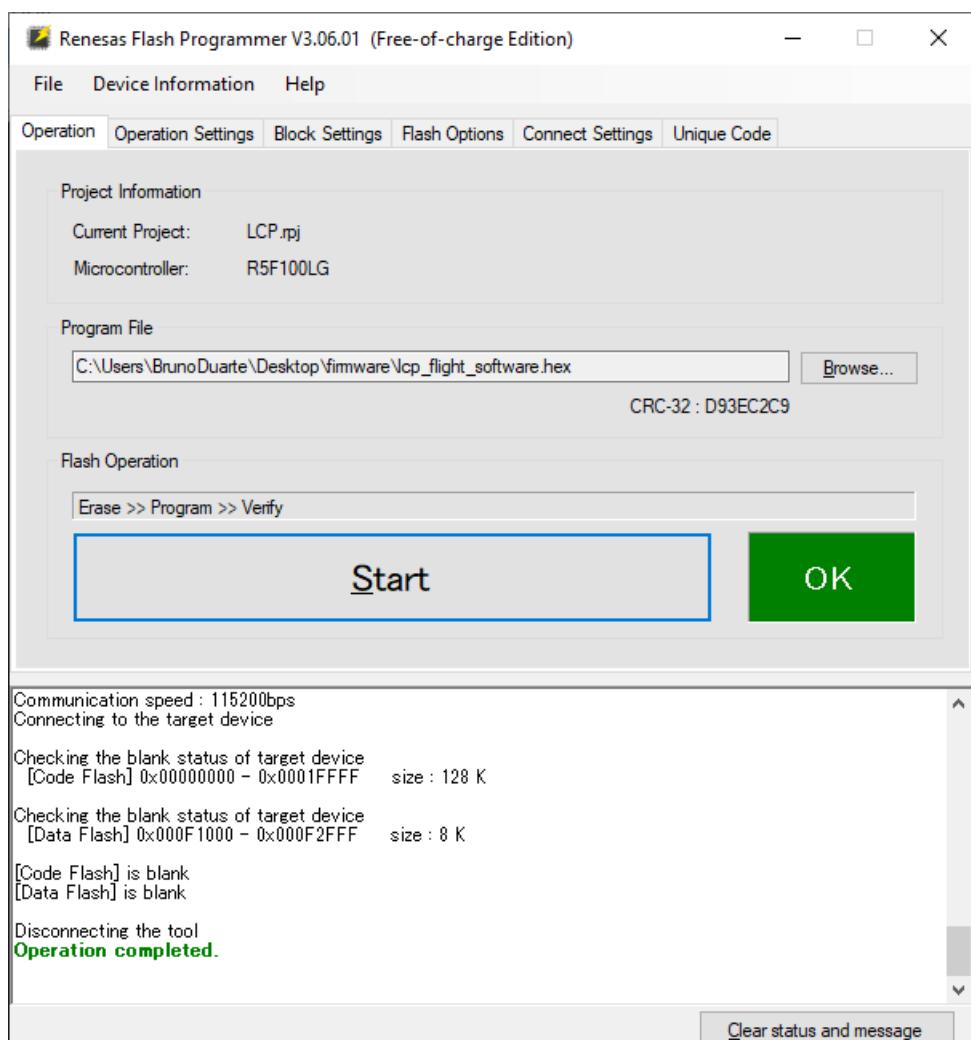
Fonte: Autor.

Figura 84 – Download e live debugging



Fonte: Autor.

Figura 85 – Verificação da memória flash, pós-programação



Fonte: Autor.

3.3.5 PCB estação terrestre

Além dos projetos para confecção das placas PCB principal e PCB de potência, para que a comunicação com o satélite seja possível, faz-se necessário o desenvolvimento de uma interface de rádio integrada ao um computador responsável pelo gerenciamento do satélite.

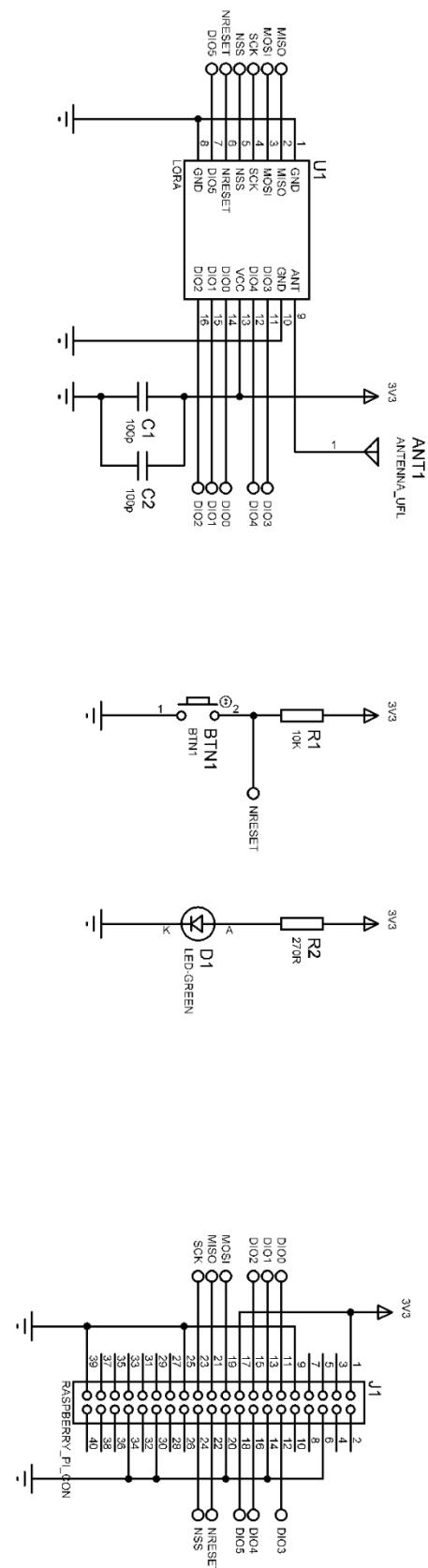
Visto que a estação terrestre consiste em um computador RaspberryPi ou OrangePi, foi desenvolvida uma PCB de forma a integrar o módulo de rádio LoRa à estas arquiteturas, além da inclusão de uma microstrip para casamento de impedâncias entre o módulo de rádio e sua antena.

Uma vez modelados os circuitos, havendo estes sido dimensionados e validados, seguiu-se para o design do projeto elétrico, design da PCB, sua confecção em material FR-4 1.6mm padrão de 1 onça e montagem com base na lista de materiais evidenciados na Tabela 5.

Tabela 5 – Bill of Materials (BOM) da PCB estação terrestre

Qtd.	Referências	Descrição simplificada
1	ANT1	ANTENNA_UFL
1	BTN1	BTN1
2	C1,C2	100p
1	D1	LED-GREEN
1	J1	RASPBERRY_PI_CON
1	R1	10K
1	R2	270R
1	U1	LORA

Fonte: Autor.



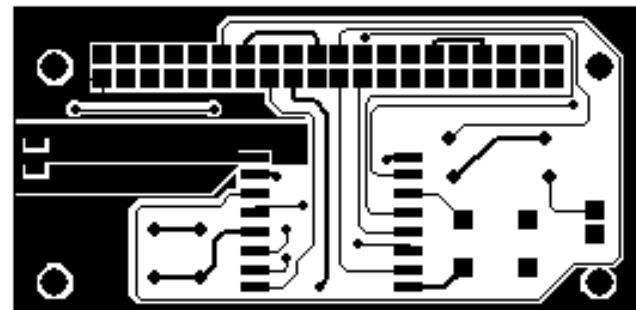
The diagram illustrates the circuitry for a Base Station. It features a central LORA module (U1) connected to a Raspberry Pi (RASPBERRY PI) via a J1 header. The LORA module is also connected to three external antennas labeled ANT1, ANT2, and ANT3. A power source provides 3V3 to the system. Various components include a button (BTN1), a green LED (LED GREEN), and two capacitors (C1, C2). The connections are organized into numbered columns (0-9) along the top and bottom edges.

Column	Component / Connection
0	
1	
2	
3	
4	
5	RASPBERRY PI
6	J1
7	
8	
9	

Design Information:

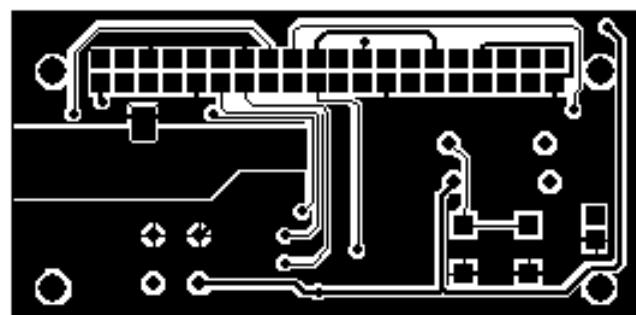
- DESIGN: Base Station
- DATE: 5/22/2020
- BY: Bruno Duarte
- REV: 1.2
- PAGE: 1 of 1

Figura 86 – Top copper



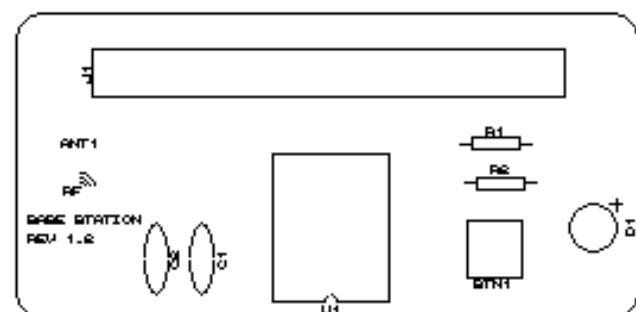
Fonte: Autor.

Figura 87 – Bottom copper



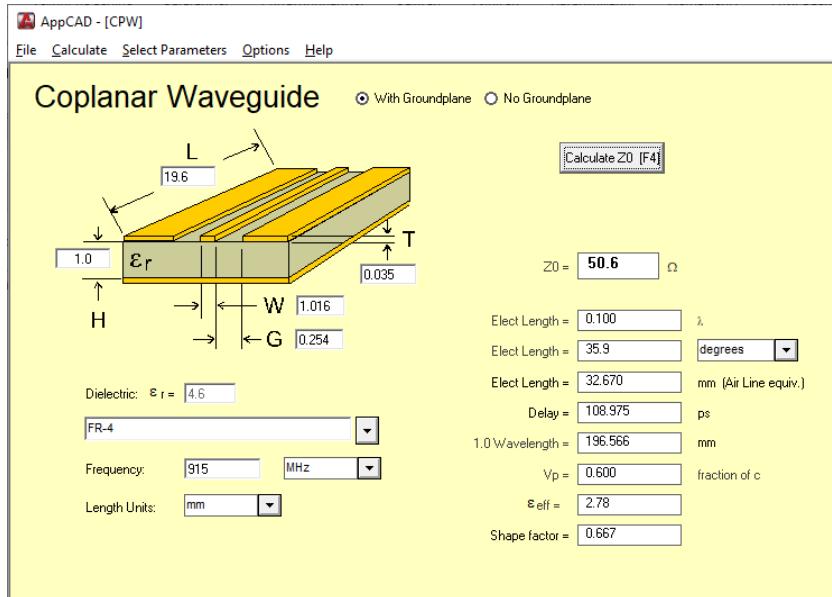
Fonte: Autor.

Figura 88 – Top silkscreen



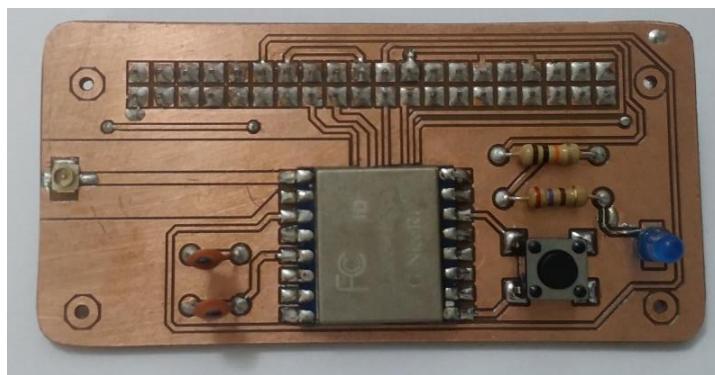
Fonte: Autor.

Figura 89 – Parâmetros de microstrip para o circuito RF



Fonte: Autor.

Figura 90 – PCB estação terrestre



Fonte: Autor.

3.4 HARDWARE DE RADIOFREQUÊNCIA

Conforme foi mencionado no tópico 2.3.1.4 o estudo da antena tanto para a estação base quanto para o LCP foi concentrado em três tipos: helicoidal, patch e dipolo. Nesses estudos visualizamos que a antena helicoidal realmente possui um ganho elevado para frequências elevadas na ordem de GHz enquanto possuem ganhos mais modestos em frequências mais baixas, como a utilizada por nós nesse projeto e além disso esse tipo de antena é direcional e não omnidirecional.

3.4.1 Antena para a estação terrena

Com isso, nós sobram a antena patch e a dipolo, as quais ambas são omnidirecionais e possuem ganhos mais elevados na frequência de 915 MHz sendo que para a estação base acabou

sendo escolhida uma antena dipolo pois a mesma é menor e mais compacta tornando-a essencial se tratando das limitações que possuímos quanto ao tamanho do hardware.

Após ter decidido o tipo de antena a ser utilizado foram realizadas novas simulações para decidir qual subtipo seria utilizado: dipolo curto, dipolo de meia onda, dipolo de um quarto de onda entre outros. Sendo que esses novos testes levaram em conta as três principais características necessárias no projeto: o ganho da antena, o seu comprimento e a largura de banda.

Tabela 6 – Comparaçāo dos parāmetros principais das antenas avaliadas

Tipo de antena	Ganho (dBi)	Comprimento (cm)	Largura de Banda (KHz)
Dipolo Curto	1,78	3,2	700
Dipolo de 1/2 de onda	2,14	15,56	800
Dipolo de 1/4 de onda	1,85	7,78	850

Fonte: Autor.

Conforme mostrado na tabela a antena que melhor se enquadra no nosso projeto é o dipolo curto pois a mesma possui um bom ganho para as nossas aplicações, além de também possui um tamanho reduzido em comparação com as outras antenas e uma largura de banda suficiente para que todos os periféricos operem perfeitamente.

Após essa constatação foi iniciada uma pesquisa mais aprofundada em teses, documentos e no próprio mercado para encontrarmos uma antena com os moldes e dados desejados, com isso chegamos em uma antena que é propriamente desenvolvida para ser utilizado no módulo LoRa. Abaixo seguem os dados obtidos do fabricante, além do diagrama de radiação vertical e horizontal obtidos pelo software 4NEC2 simulando um dipolo curto de 3,2 cm, além de uma foto da antena que será utilizada na estação base.

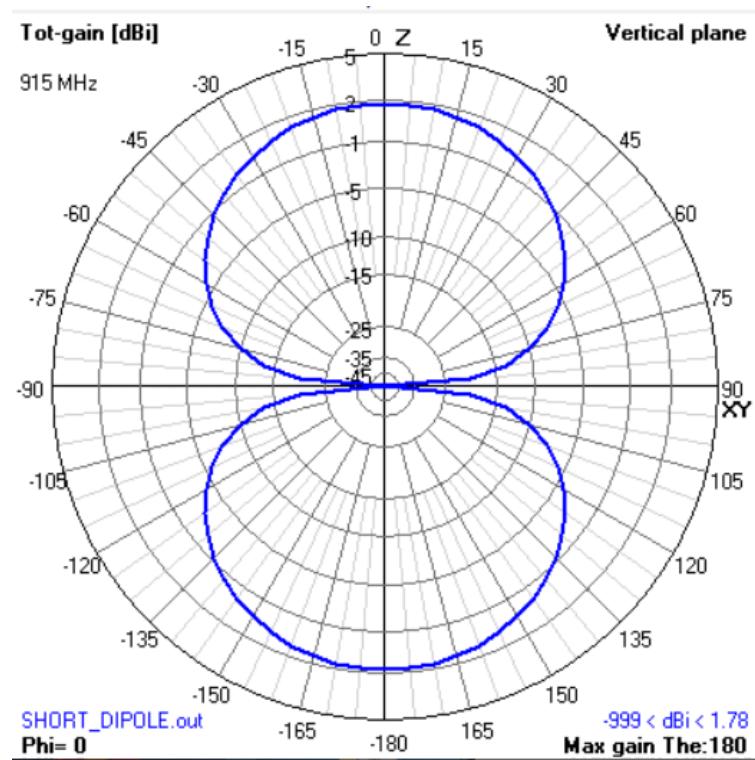
- Ganho: 3 dBi
- Frequência de operação: 915 MHz
- VSWR: ≤ 1.5
- Impedância: 50 ohms
- Comprimento: 4,8 centímetros
- Largura: 0,8 centímetros

Figura 91 – Antena da estação terrena



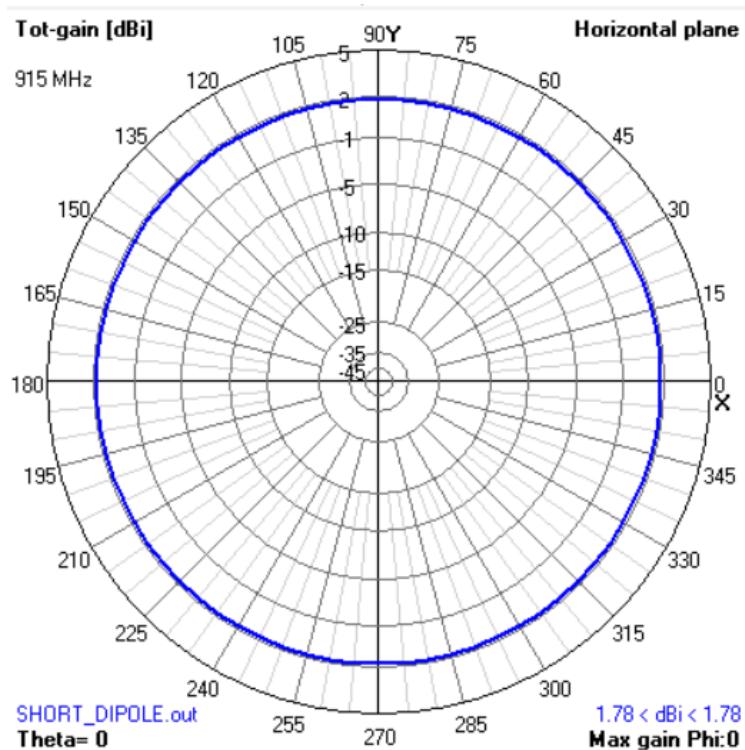
Fonte: Autor.

Figura 92 – Captura de tela da interface do 4NEC2 com o diagrama de radiação vertical do dipolo curto



Fonte: Autor.

Figura 93 – Captura de tela da interface do 4NEC2 com o diagrama de radiação horizontal do dipolo curto



Fonte: Autor.

3.4.2 Antena principal do LCP

Agora nessa seção será comentada sobre a antena escolhida para o LCP e posteriormente como foi feita a integração com a placa principal, sendo que novamente o estudo foi focado nas três antenas mencionadas anteriormente.

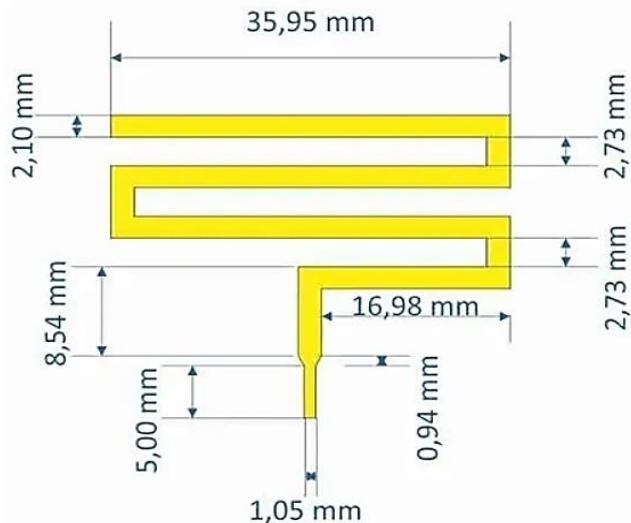
Dessa vez a antena escolhida foi uma antena monopolo customizada, de fácil integração ao hardware, em relação aos dipolos e as helicoidais disponíveis no mercado, pois possuiu dimensões reduzidas, como ilustra a Figura 94. Outro ponto que foi levado em consideração é que a antena do satélite é a principal forma de transmissão às estações terrenas, e espera-se que ela possua um ganho considerável para que o sistema opere conforme o esperado.

Os principais parâmetros a seguir, fornecidos pelo fabricante, foram avaliados, e, portanto, atendem os requisitos da comunicação do LCP.

- Range de frequência: 900 – 930 MHz
- Impedância: 50 ohms
- Gанho: 5 dBi
- Potência máxima suportada: 15 watts

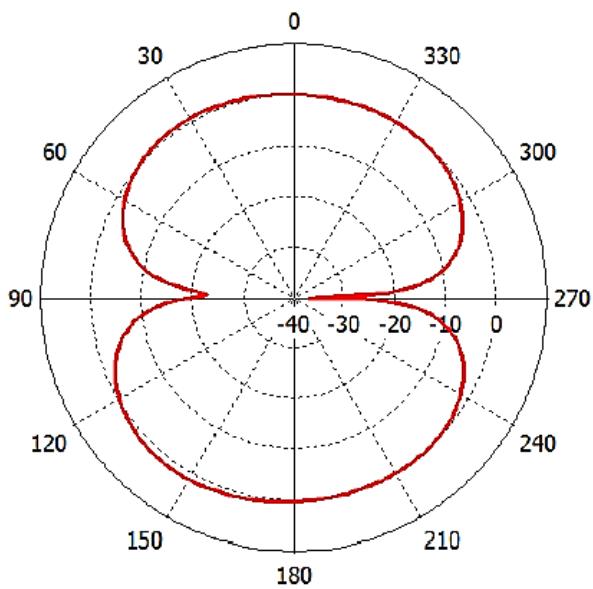
- Voltage Standing Wave Ratio (VSWR): < 1.2

Figura 94 – Antena PCB-LESS



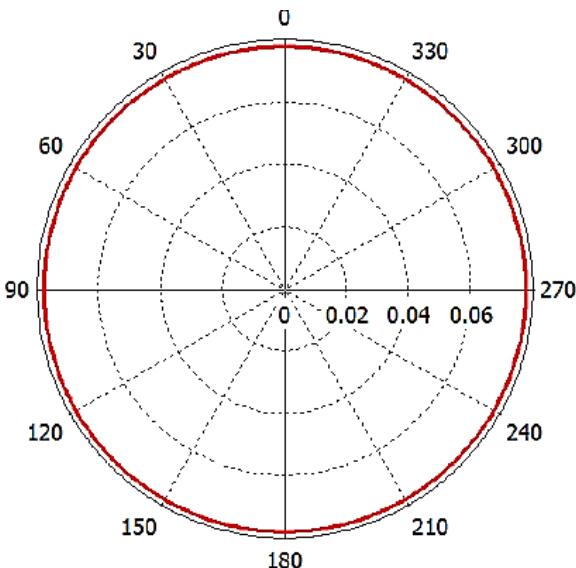
Fonte: C3PO TECNOLOGIA, 2020.

Figura 95 – Diagrama de radiação vertical da simulação da antena PCB-LESS, fornecido pelo fabricante



Fonte: C3PO TECNOLOGIA, 2020.

Figura 96– Diagrama de radiação vertical da simulação da antena PCB-LESS, fornecido pelo fabricante



Fonte: C3PO TECNOLOGIA, 2020.

3.5 DESENVOLVIMENTO DO SOFTWARE E ROTINAS PRINCIPAIS

O software principal foi desenvolvido na linguagem de programação C, utilizando a plataforma IAR Embedded Workbench IDE - RL78, na versão 4.10.1 (IAR SYSTEMS, 2019). Essa plataforma de desenvolvimento então garantiu a composição do projeto de forma consistente, possibilitando a programação dos microcontroladores da Renesas em um ambiente apropriado, contando com funções de debug diretamente nos registradores do MCU.

O programa desenvolvido então contempla uma sequência de funções atuando no hardware da plataforma, além das especificações do protocolo de aplicação e controle LAP. A composição dos arquivos foi dividida em três partes: o driver do rádio SX1276, a máquina de estados principal e o driver do protocolo AX.25 (que incluiu a camada de aplicação). Em conjunto, também foram utilizadas funções de acesso ao hardware disponibilizadas pela Renesas, própria para operar os registradores e pinos do RL78.

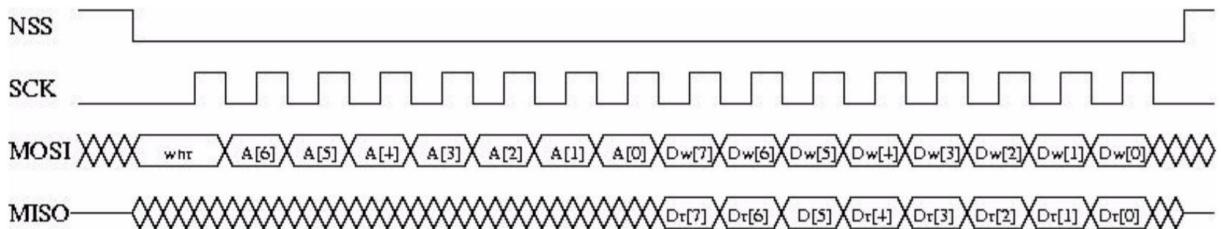
O código desenvolvido para o LCP foi disponibilizado e licenciado através da plataforma Github, providenciando um repositório aberto com todos os códigos fonte usados e desenvolvidos no projeto (<<https://github.com/brunocasu/lcp-flight-software>>). Nesse repositório ainda se encontra disponível o arquivo do workspace do IAR, além do código Python para a estação remota.

3.5.1 Driver do Rádio

O primeiro segmento do código implementado no microcontrolador teve como objetivo a integração do módulo de comunicação com o software de voo, assim como a configuração dos parâmetros da comunicação. Dessa forma uma série de funções específicas (software driver) foram implementadas, com o objetivo de configurar os registradores internos do SX1276 e operar a transição dos modos (Tx e Rx).

A forma de acesso à interface serial do módulo de comunicação é exemplificada na Figura 97, ilustrando a formatação dos bits transmitidos e recebidos no barramento SPI.

Figura 97 – Diagrama no tempo dos sinais SPI no acesso aos registradores do SX1276



Fonte: SEMTECH, 2016.

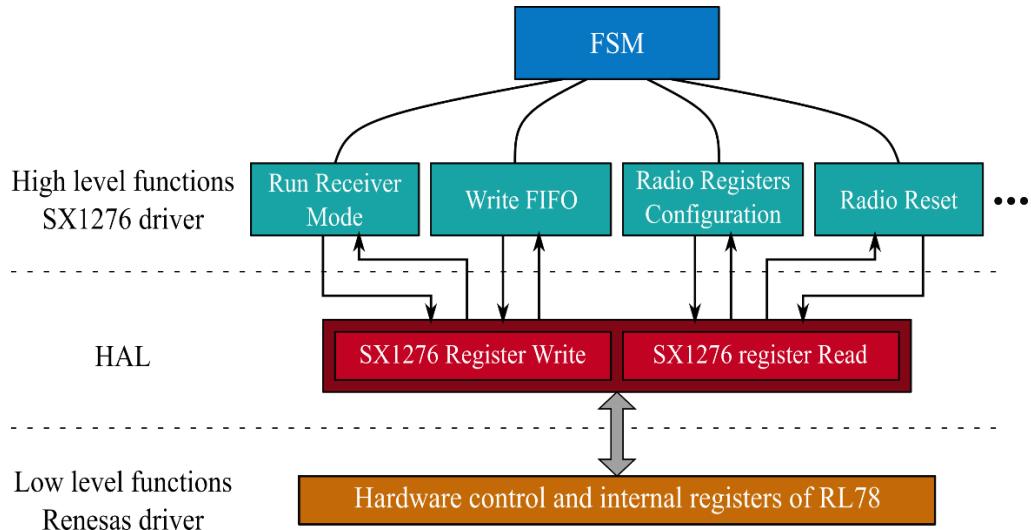
De forma geral, o MCU, na função de mestre, deve então baixar o CSS para iniciar a transmissão, habilitando a interface SPI do SX1276. O primeiro bit transmitido identifica se a operação é de escrita ou leitura (1 para 'write', e 0 para 'read'). Essa identificação é prosseguida de um endereço de 7 bits, identificando o registrador (bits A[n]). Ao término do envio do endereçamento, o MCU deve enviar o dado a ser escrito no registrador (bits Dw[n]), enquanto recebe simultaneamente o conteúdo atual (bits Dr[n]), ambos com tamanho fixo de 1 byte. No caso de operações de leitura, o segundo byte enviado não é amostrado pelo SX1276.

Para organizar o envio e recepção dos sinais no barramento SPI da forma descrita, o driver do rádio desenvolvido conta com uma camada de abstração de hardware (Hardware Abstraction Layer, HAL). Essa camada é formada por duas funções, uma para escrita e outra apenas para leitura. Com isso é possível desenvolver aplicações de nível mais alto sem a necessidade da interação direta com o hardware, facilitando a implementação do código. A Figura 98 Ilustra a organização das funções que atuam na configuração do rádio, definindo a mudança dos modos, a leitura da FIFO e até o reset do rádio, considerando que a interface da HAL então permite a escrita nos registradores do SX1276.

Deve ser considerado ainda que as chamadas das funções do driver do rádio são comandadas pela máquina de estados geral, utilizando variáveis globais para o controle das

operações de envio e recebimento de mensagens com as estações através do módulo de comunicação implementado.

Figura 98 – Distribuição das funções do driver do rádio com a camada de abstração de hardware



Fonte: Autor

Dadas essas considerações da HAL e do ambiente desenvolvido, as funções definidas nessa camada devem ser adaptadas à parte física da plataforma do controlador central. Para tanto, um segundo driver, mas de nível baixo, foi implementado no código, permitindo configurar os canais seriais, disponíveis na arquitetura do RL78. Como exemplo, o código a seguir mostra a função de escrita no registrador do SX1276, proveniente da HAL:

```

uint8_t sx1276_write_register (uint8_t addr, uint8_t data)
{
    uint8_t tx_buff_ptr[2];
    uint8_t rx_buff_ptr[2];
    tx_buff_ptr[0] = (0x80) | addr;
    tx_buff_ptr[1] = data;

    CSS_RADIO_PORT = 0;
    R_CSI00_Send_Receive(&tx_buff_ptr[0], 2, &rx_buff_ptr[0]);
    while (spi_completion_flag == 0)
        __no_operation();

    return rx_buff_ptr[1];
}
    
```

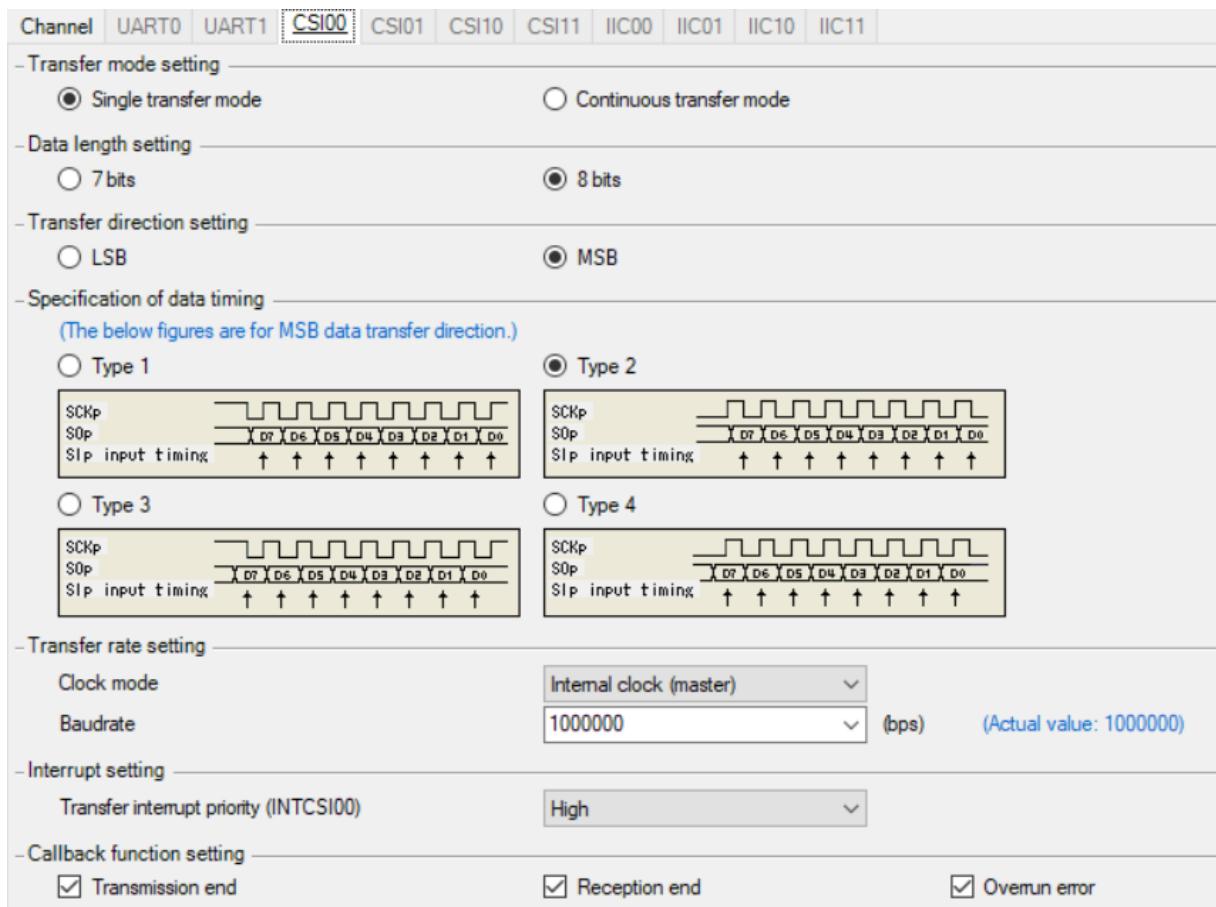
Essa função então apresenta uma estrutura simples, onde os parâmetros de entrada consistem apenas no endereço do registrador e o dado que deve ser enviado na linha, retornando o conteúdo lido. Nota-se ainda a chamada da função de nível baixo nesse contexto. Essa função utilizada implementa as transições do protocolo SPI, com a geração do clock da linha e a

amostragem dos bits, considerando que um ponteiro seja passado para armazenar os dados de leitura, e outro apontando o endereço do byte a ser enviado pelo pino MOSI.

As funções do driver de acesso ao hardware foram geradas através do Appllet3 para o RL78 (versão 3.07.00.05) (RENESAS, 2017). Nesse aplicativo estão disponíveis diversas tabelas, com uma interface gráfica, definindo parâmetros do MCU. Preenchendo essas estruturas é possível gerar um código fonte, habilitando a operação das linhas seriais, como ilustra a Figura 99. Esse recurso, portanto, possibilita a configuração dos registradores do RL78 por Application Programming Interfaces (APIs) geradas pelo aplicativo.

A operação do SPI no software então foi simplificada drasticamente com uso desse aplicativo, além dele possibilitar a instanciação das interrupções, timers, GPIOs e conversores AD pelas APIs geradas.

Figura 99 – Captura de tela da interface do Appllet3, no segmento de canais seriais, para a configuração do barramento SPI

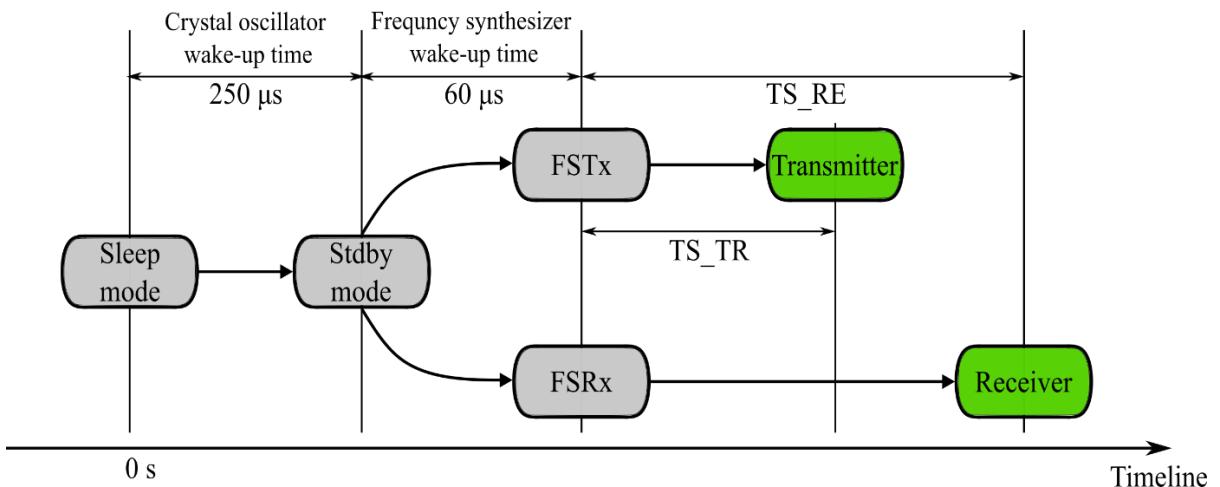


Fonte: Autor.

Da figura, ainda é possível observar os parâmetros utilizados no canal 0 da Serial Array Unit (SAU) do RL78 (unidade CSI00, definida como a interface para o LCP), como a velocidade de clock do barramento (1 MHz) além da amostragem na borda de descida (type 2), sendo atributos escolhidos em concordância com as especificações do SX1276. Vale ressaltar que o driver considera o periférico SPI de forma incompleta, ao passo que o CSS deve ser configurado pelo usuário; por esse motivo, os canais são nomeados como Clocked Serial Interface CSI (PEREIRA, 2013).

Com o acesso e controle do SX1276 funcionando corretamente, foi possível testar as diversas configurações do rádio, permitindo estabelecer o envio e recebimento dos dados na FIFO. Assim, foram criadas rotinas para configuração dos modos e o envio de mensagens pela interface da FIFO, além de ser possível adaptar os parâmetros de operação do rádio, como a taxa de transmissão, e o tamanho dos pacotes.

Figura 100 – Tempos de transição entre os modos de operação do SX1276



Autor “adaptado de” SEMTECH, 2016.

Para a correta transição entre os modos, é necessário respeitar os tempos requisitados pelo rádio para sua configuração interna, visto que pode haver rejeição das configurações (o MCU envia os bytes para escrita no registrador, mas a operação não é concluída pelo SX1276, mantendo o valor do registrador). A Figura 100 ilustra a relação dos tempos na transição dos modos, onde o cálculo do tempo para entrada no modo transmissor (TS_TR) é feito pela equação a seguir:

$$TS_TR = 5\mu s + (1,25 \times PaRamp) + (0,5 \times T_{bit}) \quad (15)$$

Da equação devem ser considerados o tempo de subida do amplificador de potência e o tempo de bit do DFE. No caso da configuração do LCP, o PaRamp foi mantido com o tempo padrão de 40 µs. No caso do tempo de bit, o valor depende da taxa de transmissão utilizada.

Para avaliar o tempo de configuração do receptor (TS_RE), o próprio fabricante fornece uma tabela com os valores correspondentes para cada tamanho de banda ocupada pelo rádio (SEMTECH, 2016). Esses valores então ficam entre 2,33 ms (para a menor banda: 2,6 kHz) e 63 µs (para a maior banda: 250 kHz).

Com isso em mente, a correta transição entre os modos, principalmente para o receptor, exige uma relação de atrasos na execução dos comandos pelo software, além de um acerto nos parâmetros de operação básicos e registradores de configuração (em muitos casos há rejeição na transição dos modos caso algum parâmetro ou calibração esteja em descordo com as especificações de operação do transceiver). O código a seguir mostra como foram resolvidas as operações de configuração dos modos Tx e Rx:

```
/**
 * @brief Switch the radio mode to Receiver
 */
void radio_tx_mode (void)
{
    sx1276_write_register (0x01, 0x00);
    sx1276_write_register (0x01, 0x03);
    system_delay_ms (5); // time to config the mode
}

/**
 * @brief Switch the radio mode to Transmitter
 */
void radio_rx_mode (void)
{
    sx1276_write_register (0x01, 0x00);
    sx1276_write_register (0x01, 0x05);
    int n = 0;
    while (DIO_2_PORT == 0 && n < 1000000)
    {
        __no_operation(); // hold until config is done
        n++;
    }
}
```

O endereço 0x01 indica o registrador do modo de operação, onde o valor 0x00 configura o Sleep mode, e a escrita dos valores 0x03 e 0x05 alteram o rádio para os modos Receptor e Transmissor, respectivamente. Nota-se que logo após a escrita da transição para Rx, um delay é utilizado considerando o tempo máximo necessário para a configuração (2,33 ms) e adicionado uma margem extra (inicialmente foram usados 3 ms de delay, mas recorrentes erros na transição para o modo receptor forçaram o uso de um intervalo maior).

No caso do modo transmissor, foi otimizado a transição com o uso de um dos pinos digitais, o DIO2, que é levado para nível lógico alto quando o modo estiver pronto (identificado com a flag 'TxReady', SEMTECH, 2016). Nota-se que o MCU faz um polling do pino correspondente no loop while implementado, ou seja, o atraso da transição do pino para nível alto e sua percepção no RL78 é mínima. Além disso foi usado um contador simples para sair do loop caso o modo não seja propriamente configurado.

Além dos modos, é fundamental que os parâmetros da comunicação estejam definidos nos registradores do rádio. Com isso, logo após ser alimentado, são realizadas as devidas relações dos parâmetros usando uma função geral, que escreve sequencialmente nos registradores do SX1276. Para realizar essa configuração o manual do SX1276 deve ser consultado para a correta associação dos dados com a função do registrador correspondente.

O primeiro segmento dessa função configura modem para FSK no modo StandBy e a frequência de portadora para 915 MHz (segmento Common settings, no mapeamento de registradores do SX1276). Após o modem e a frequência estarem regulados, é possível fazer a calibração inicial do rádio para a operação em 915 MHz, permitindo a avaliação da intensidade de sinal que o módulo recebe, chamada de Received Signal Strength Indicator (RSSI) Calibration.

Terminada a calibração, é feita a transição para o Sleep Mode, permitindo a escrita nos demais segmentos (a documentação informa que certos parâmetros só podem ser configurados nesse modo).

Seguindo a sequência de endereçamento, o primeiro segmento de registradores a serem escritos são referentes ao modo transmissor, permitindo a regulagem da potência do PA, do tempo de subida do nível (PaRamp), além dos filtros gaussianos para modulação (específicos para o modem FSK) e o nível de proteção de sobrecorrente. Para a operação do LCP os valores são: Power output = 20 dBm, sem filtro gaussiano, PaRamp = 40 µs, e limitação de corrente em 100 mA.

A secção seguinte define os parâmetros do modo Rx, sendo uma extensa tabela provida pelo fabricante. As principais configurações, presentes na inicialização do rádio, foram mantidas, permitindo uma eficiente recuperação dos dados e a sincronização do receptor com os controladores de frequência e ganho utilizados: Automatic Gain Control (AGC) e Automatic Frequency Control (AFC). Além disso a amostragem do RSSI, a sincronização dos bits e os

valores de threshold na detecção da mensagem são configuradas nesse segmento, e foram mantidos da inicialização.

Finalmente a principal configuração tem relação à formatação do pacote, considerando que a definição da comunicação é demonstrada na revisão bibliográfica. O segmento Packet Handling então foi configurado com o envio em pacotes em tamanho fixo, com 64 bytes. Além disso foi habilitada a detecção de erros pelo CRC, e consequente descarte de pacotes com inconsistência. Os segmentos de sincronismo foram configurados para o envio de 16 bytes 0xAA no Preamble, seguido do endereço de sincronização (Sync Word) com os valores 0x20 0x20 0x02 0x27 0x54 0x52 0x49 0x45. Por fim no segmento de configurações gerais para o modem FSK, a taxa normal de envio foi mantida em 4,8 kbps, com uma separação de portadoras (FDA) em 5 kHz.

Com as configurações definidas, a FSM pode transacionar os modos de operação corretamente, além de enviar e receber os pacotes com total confiabilidade, permitindo inclusive a avaliação da intensidade de sinal, realizada pela leitura de um registrador do SX1276 que indica o RSSI.

Os segmentos seguintes irão abordar o comportamento do software utilizando o driver do rádio em conjunto com o protocolo de acesso e aplicação, que usam do pacote do rádio como camada de transporte entre o LCP e os computadores remotos, emulando as estações terrenas.

3.5.2 Driver do protocolo de acesso AX.25 e funções da camada de aplicação

Para a implementação do protocolo de acesso foram usadas uma função para o desempacotamento e análise, e quatro funções de empacotamento do protocolo, dívidas em comandos e respostas para os frames de supervisão e informação.

O conteúdo e formatação dos campos do protocolo AX.25 foram configurados em uma struct que define um tipo de variável, exemplificada no código a seguir:

```
// AX25 protocol adapted frame
typedef struct {uint8_t destiny_address[6];
                uint8_t destiny_ssid;
                uint8_t source_address[6];
                uint8_t source_ssid;
                uint8_t control;
                uint8_t protocol_identification;
                uint8_t info[44];}
lcp_ax25_protocol_t;
```

Para configurar o envio, funções separadas adicionam os bytes na estrutura mencionada, recorrendo a uma outra função que converte a estrutura em um array de 64 bytes e escreve os

dados na FIFO, permitindo o envio do pacote com a formatação do protocolo. Nota-se que para enviar um pacote, é necessário apenas recorrer à essas funções de alto nível, que então providenciam todos os processos de envio com chamadas de funções de formatação que finalmente recorrem ao driver do rádio para a escrita na FIFO. Um exemplo é mostrado no código a seguir, na função de resposta de um Information frame:

```
void send_i_frame_reply (uint8_t *destiny_address, uint8_t ns_value, uint8_t
nr_value, uint8_t *info)
{
    lcp_ax25_protocol_t frame_to_send;
    int aux;

    for (aux=0;aux<=5;aux++)
        frame_to_send.destiny_address[aux] = destiny_address[aux];

    frame_to_send.destiny_ssid = 0x60;

    for (aux=0;aux<=5;aux++)
        frame_to_send.source_address[aux] = lcp_address[aux];

    frame_to_send.source_ssid = 0xe1;

    frame_to_send.control = (((nr_value<<5)|(ns_value<<1))|0x10);
    frame_to_send.protocol_identification = 0xf0; // no Layer 3 protocol used

    for (aux=0;aux<=43;aux++)
        frame_to_send.info[aux] = info[aux];

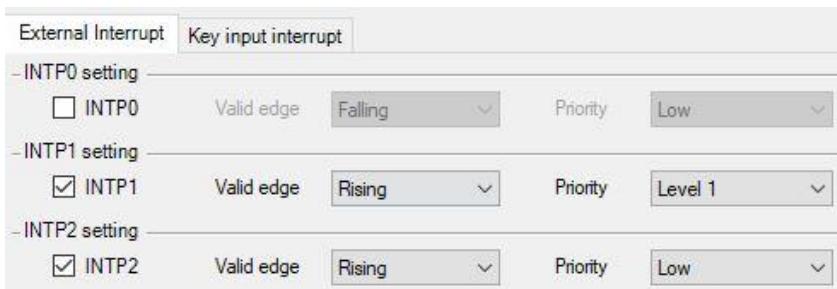
    ax25_to_binary (frame_to_send);
}
```

Da sequência do código é possível perceber a montagem do frame, com a composição dos campos do protocolo de acesso, além da chamada da função de conversão da struct para o formato binário (`ax25_to_binary`); que então é enviado a fila do rádio. A mesma estrutura está presente nas funções de envio de resposta para S frames, além do envio de comandos no formato S e I frames. Deve ser mencionado que na operação normal o LCP não deve enviar comandos em frames de Informação, apenas comandos de supervisão nos intervalos de timeout do loop principal da FSM. A única exceção se dá na retransmissão de uma mensagem de texto entre estações, sendo que o broadcasting é feito através de *Iframes* de comando originados pelo LCP.

Considerando que o envio de mensagens do LCP às estações terrenas é realizado da forma descrita (código de exemplo), o desempacotamento dos campos, na recepção de um comando da estação, é uma tarefa mais complexa. Duas funções principais foram desenvolvidas para resolver a avaliação completa dos campos do protocolo, e nesse processo, retornar os erros possíveis.

A primeira função, denominada `unpack_ax25_protocol`, é chamada através de uma interrupção do hardware, considerando que o loop da FSM é interrompido na chegada de uma mensagem no rádio. Essa identificação é feita pelo pino DIO0 do SX1276, que, no modo receptor, é levado ao nível lógico 1 quando é lido o último byte do pacote (flag 'PayloadReady', SEMTECH, 2016). O Applet3 também foi utilizado nesse segmento, configurando as APIs para a instanciação das interrupções no MCU, como ilustra a figura a seguir:

Figura 101 – Captura de tela da interface do Applet3 com a distribuição das interrupções configuradas para o RL78



Fonte: Autor.

A interrupção INTP1 foi alocada no RL78 para a flag 'PayloadReady' do DIO0, sendo inclusive o nível de prioridade mais alto no software de voo (Level 1). Isso ainda implica que, quando no loop, todos os processos do MCU são interrompidos para a leitura da mensagem contida na fila do rádio, garantindo boa confiabilidade e disponibilidade do protótipo, pois, as mensagens serão sempre a prioridade na operação.

Dadas as considerações da interrupção, a função geral de desempacotamento do AX.25 implementa a leitura da FIFO, armazenando o conteúdo em um buffer de 64 bytes. Esses dados então são acessados, realizando as comparações com o esperado da estrutura do protocolo, e erros são gerados caso ocorram inconsistências nas delimitações do frame (Flags 0x7E) ou no endereço do satélite (Destiny Address). Os Checksums também são recalculados nessa função, retornando o código correspondente no caso de erro nas informações, ou retornando para o loop principal se um erro o Header for detectado.

Ao término do processo, são retornados os dados principais extraídos da mensagem recebida. Assim, na próxima etapa do processamento, essas informações serão utilizadas para o envio da resposta e execução dos comandos requisitados.

A função seguinte no processamento é a implementação do gerenciador de mensagens, que executa os comandos de hardware, e providencia as respostas. Np código, essa função é denominada `ax25_message_manager`, e utiliza uma estrutura de Switch/Case da programação em

C. Assim, em cada etapa o sistema redireciona a execução para o contexto correspondente às informações recebidas.

A sequência do Switch/Case primeiramente identifica se o frame corresponde a um comando ou resposta, e qual o tipo deste frame (Information ou Supervisory). Caso seja detectado um comando de supervisão o software providencia a resposta imediatamente, retornando para o loop principal, como descreve o segmento de código a seguir:

```
if (ax25_frame_type == COMMAND)
{
    switch (msg_ret_code)
    {
        // ...

        case SUPERVISORY_FRAME:
            system_delay_ms(10);
            send_s_frame_reply (&source_address[0], (received_nr_value&0x07));
            led_2_blink ();
            break;
        // ...
    }
}
```

Uma menção importante do código de exemplo é o delay implementado antes da chamada de função de envio da resposta. Esse delay foi inserido como forma de assegurar que a estação transmissora alterasse seu modo de operação antes do LCP enviar a resposta. Além disso um LED foi associado ao envio das respostas, sendo uma forma de debugging nos testes da plataforma de comunicação, ativado, nesse caso, pela função led_2_blink.

No caso da detecção de um *Iframe* no Switch/Case a função gerenciadora de mensagens então passa para a camada de aplicação do software. Nesse segmento um segundo Switch/Case foi utilizado para associar os códigos do protocolo com as informações dispostas no conteúdo da mensagem. As funcionalidades da aplicação, incluindo a formatação foram dispostas baseadas no conceito do Intelligent Platform Management Interface (IPMI), que estabelece orientações para o controle e gestão dos componentes da plataforma (INTEL, 2002). Com isso para cada mensagem é atribuído um Network Function, prosseguido de uma sequência de bytes que caracterizam aquela função de supervisão ou controle.

No caso do protocolo do LCP, os códigos foram dispostos para algumas funções de demonstração do funcionamento do sistema desenvolvido para o protótipo. A tabela a seguir identifica os códigos para cada aplicação, enviadas no campo de informação do protocolo de acesso, incluindo os valores para os erros, em adição às funções já dispostas no AX.25 adaptado.

Tabela 7 – Códigos de função de rede para os comandos do protocolo de aplicação do LCP

código comando (função de rede)

0xA1	Read Sensors
0xA2	Device Info
0xA3	String Message
0xA4	Reset Radio
0xA5	Set Supervision Time
0xA6	Test LED Blink
0xA7	Change Bit Rate
0xA8	Switch Battery
0xE1	Control Byte Error
0xE2	LCP no Layer 3 Error
0xE3	Info Checksum Error
0xE4	Sequence Number Error

Fonte: Autor.

Como exemplo, o segmento de código representa parte do processamento das funções do protocolo de aplicação, associadas aos códigos tabelados (os códigos do LAP são enviados no primeiro byte do campo de informação do protocolo de acesso AX.25, identificados no código pela variável `info[0]`):

```

case INFORMATION_FRAME:
    switch (info[0])
    {
        case READ_SENSORS_HEX: // 0xa1
            reply_info[0] = READ_SENSORS_HEX;

            analog_sensors_read (&analog_data[0]);
            for (aux=0; aux<=19; aux++)
                reply_info[aux+1]=analog_data[aux];

            bmp280_read (&bmp280_data[0]);
            for (aux=0; aux<=5; aux++)
                reply_info[aux+21]=bmp280_data[aux];

            reply_ns_value = (received_nr_value&0x07);
            system_delay_ms(10);
            send_i_frame_reply(&source_address[0], reply_ns_value,
                               (reply_ns_value+1), &reply_info[0]);
            led_2_blink ();
            break;

        case DEVICES_INFO_HEX: // 0xa2
            reply_info[0] = DEVICES_INFO_HEX;
            for (aux=0; aux<=42; aux++)

```

```

    reply_info[aux+1] = devices_info[aux];

    reply_ns_value = (received_nr_value&0x07);
    system_delay_ms(10);
    send_i_frame_reply(&source_address[0], reply_ns_value,
                        (reply_ns_value+1), &reply_info[0]);
    led_2_blink ();
    break;

//...
}

```

Ainda nesse segmento, é possível notar a chamada das funções de leitura de sensores, caso seja identificado um comando Sensor Read proveniente da estação base. O retorno das funções de leitura é inserido em um array e enviado, junto com o código, na forma de parâmetro da função de envio de mensagens, aplicando a formatação própria do protocolo de acesso aos dados de leituras.

Nos itens a seguir serão abordadas individualmente a formatação do conteúdo das funções além da resposta do sistema ao recebimento dos comandos, providenciando uma tabela de referência para cada aplicação. Uma menção relevante é que nas tabelas descritas a seguir não é considerado o byte de código, ou seja, será demonstrado o formato dos 43 bytes restantes do segmento de informação do protocolo de acesso (considerar o byte 0 como a posição do código de função de rede).

Cada função descrita então permanece em um dos Cases do gerenciador de mensagens. Ao passo que a aplicação é executada e a resposta enviada, a função retorna ao loop principal da FSM. Assim, o LCP permanece sempre pronto para receber comandos e requisições, em paralelo ao seu monitoramento interno.

O comando Read Sensors, enviado da estação faz a requisição das leituras dos sensores da plataforma. No envio, apenas o código deve ser inserido, mantendo os 43 bytes restantes em zero. O formato da resposta segue a sequência da tabela de referência (Tabela 8), permitindo que a estação recupere as leituras originais dos sensores analógicos e digitais. Visto que a capacidade de processamento do Raspberry Pi (funcionando como estação terrena) é muito superior ao RL78, os cálculos dos valores absolutos são feitos no software em Python, retornando as medidas de telemetria ao usuário na interface do sistema operacional.

Tabela 8 – Comando Read Sensors

	byte	descrição do dado
Requisição	-	campo vazio
Resposta	1-2	Leitura do sensor de corrente
	3-4	Leitura do sensor de tensão
	5-6	Leitura do LDR5
	7-8	Leitura do LDR4
	9-10	Leitura do LDR3
	11-12	Leitura do LDR2
	13-14	Leitura do LDR1
	15-16	Leitura do LDR0
	17-18	Leitura do NTC1
	19-20	Leitura do NTC0
	21-23	Leitura de temperatura do BMP280
	24-26	Leitura de pressão do BMP280

Fonte: Autor.

O comando Device Info é utilizado como exemplo de uso da plataforma para o envio de especificações do hardware presente no satélite, informando os controladores sobre os dispositivos usados no LCP. A string com o texto, no entanto, foi limitada ao espaço de apenas 43 caracteres do frame. Apesar disso, um exemplo de informações foi escrito na memória interna do MCU, com as informações do processador usado, além das particularidades do rádio, como: modelo, frequência e protocolo de acesso.

Tabela 9 – Comando Device Info

	byte	descrição do dado
Requisição	-	campo vazio
Resposta	1-42	Texto no formato ASCII com as informações do dispositivo: "CPU: RL78R5F100LG RF: SX1276 915 FSK AX25"

Fonte: Autor.

O comando String Message é a aplicação mais complexa e a mais relevante do projeto. Ela permite que um operador envie ao nano satélite um endereço (respeitando a formatação do

AX.25) prosseguido de uma string de texto, no formato ASCII. Dessa forma, o comando enviado é processado pelo LCP, que identifica a estação de destino da mensagem pelo endereço enviado, e formata um comando do tipo *I frame* para retransmitir o texto enviado aquela estação. Assim, quando a requisição é enviada pelo LCP, os campos da camada de aplicação irão conter a mensagem e o endereço da estação que originou o envio, considerando que estas informações serão processadas pela estação no solo. Em conjunto o LCP também provê uma confirmação do recebimento para a estação de origem, informando ao operador que a mensagem foi retransmitida com sucesso.

Tabela 10 – Comando String Message

Requisição (recebida no LCP)	1-6	Endereço da estação destinada ao recebimento da mensagem (definido pelo usuário)
	7-42	Mensagem de texto escrita pelo usuário (codificada em ASCII)
Requisição (enviada do LCP)	1-6	Endereço da estação de origem da mensagem (inserida pelo software de voo)
	7-42	Mensagem de texto retransmitida (codificada em ASCII)
Resposta	1-3	Resposta de confirmação de comando, texto em ASCII: "ACK"

Fonte: Autor.

Esse processo demonstra então que a plataforma desenvolvida no projeto permite estabelecer uma comunicação ponto-a-ponto entre duas estações distantes, identificando inclusive a capacidade do protótipo de processar e redirecionar informações usando o software de voo desenvolvido em conjunto com o módulo de comunicação propriamente implementado na plataforma.

O comando Reset Radio é usado para restaurar as configurações básicas do rádio, podendo recuperar possíveis alterações indevidas dos parâmetros (sejam elas efetuadas pelo operador, ou causadas por alguma falha) que estejam comprometendo a comunicação. Na requisição ainda é enviado um byte que representa o tempo que o rádio permanecerá desligado no processo de reset. O valor decimal deve ser multiplicado por 10 ms para o cálculo do tempo

total de inatividade (máximo de 2,55 s). Caso seja enviado o valor 0x00, o pino de reset será permanentemente mantido em nível baixo, desabilitando o SX1276. Essa característica ainda segue a norma de operação dos CubeSats, que estabelece que o rádio possa ser desabilitado na operação, como forma de impedir que uma falha no transmissor comprometa outros dispositivos em órbita (NASA, 2014).

Tabela 11 – Comando Reset Radio

Requisição	1	Tempo de inatividade
Resposta	1-3	Resposta de confirmação de comando, texto em ASCII: "ACK"

Fonte: Autor.

A função Set Supervision Time é, em conjunto com o comando de envio de mensagens, uma das aplicações mais interessantes configuradas no sistema do LCP. Ela permite que o tempo de timeout da máquina de estados seja alterado em tempo de operação (real time), considerando que, no início (initial boot) esse intervalo é de 10 segundos. O funcionamento geral desse envio de supervisão é sincronizado a um timer do MCU, que incrementa uma variável a cada 1 segundo, e compara o valor atual dessa variável com um inteiro, armazenado em uma global (essa variável global representa o valor de timeout). Com isso, caso essa global seja alterada, o tempo de envio do comando periódico de supervisão é alterado. Essa função então demonstra que é possível controlar os parâmetros de software da plataforma do LCP através de comandos enviados pela estação base.

Tabela 12 – Comando Set Supervision Time

Requisição	1	Tempo de timeout
Resposta	1-3	Resposta de confirmação de comando, texto em ASCII: "ACK"

Fonte: Autor.

O comando Test LED Blink tem apenas a função de complementar a demonstração do controle pelas estações bases, permitindo avaliar a atuação dos comandos no comportamento do hardware nesse caso. O conteúdo na requisição consiste em um byte com o valor decimal

do número de vezes que o LED deve piscar, indicando a correta implementação do controle dos GPIOs através de comandos enviados pela estação remota.

Tabela 13 – Comando Test LED Blink

	byte	descrição do dado
Requisição	1	Número de ativações do LED
Resposta	1-3	Resposta de confirmação de comando, texto em ASCII: "ACK"

Fonte: Autor.

O comando Change Bit Rate possibilita o controle da taxa de transmissão de bits do rádio, reconfigurando os valores dos registradores do SX1276 em tempo de operação. Deve ser ressaltado que, o envio da confirmação do recebimento do comando pelo LCP deverá ser realizado na taxa atual de transmissão, permitindo que a própria estação que originou a requisição também altere a taxa do rádio local após receber a confirmação da alteração no satélite.

Esse comando, no entanto, possuiu certas ressalvas, visto que, quando alterada a taxa de transmissão, outras estações podem ser comprometidas, inviabilizando sua comunicação com o dispositivo. A taxa padrão de envio então é definida com o valor 4,8 kbps, sendo inclusive a taxa configurada na inicialização do módulo de comunicação. Além dessas considerações, deve ser mencionado que o dado enviado na mensagem não consiste no valor absoluto (valor decimal dos 2 bytes enviados) do BR, devendo ser convertido pela equação disponibilizada no manual do SX1276 (SEMTECH, 2016).

Tabela 14 – Comando Change Bit Rate

	byte	descrição do dado
Requisição	1-2	Taxa de transmissão (Bit Rate)
	3-4	Separação entre as portadoras (FDA)
Resposta	1-3	Resposta de confirmação de comando, texto em ASCII: "ACK"

Fonte: Autor.

O último comando apresentado para o software do LCP é denominado Switch Battery, e consiste na avaliação da operação das baterias da placa de alimentação, e possível atuação para transacionar o sistema de alimentação para o circuito de backup.

A aplicação então pode requisitar a troca forçada da bateria principal para a reserva, ou apenas requisitar a leitura do status de operação, visto que uma falha pode ativar uma troca automática das baterias. Caso seja enviado 0x00, o comando apenas pede a leitura do GPIO correspondente; caso seja enviado 0xFF, o pino é aterrado, ativando o circuito da bateria reserva. Para retornar do circuito reserva para o principal deve ser enviado 0xF0. A resposta informa o status atual da placa de potência, antes do processamento do comando, 0x01 para indicar que o circuito principal opera, e 0x00 para indicar que o circuito reserva está ativo.

Tabela 15 – Comando Switch Battery

	byte	Descrição do dado
Requisição	1	Configuração das baterias
Resposta	1	Status da Bateria

Fonte: Autor.

3.5.3 Função da Máquina de estados

A FSM do sistema, implementada no código em C, consiste basicamente em um loop 'for' contido em uma função do sistema. Essa função específica é chamada após a finalização das configurações iniciais, que habilitam as linhas seriais, interrupções, timers e GPIOs do RL78, e estabelecem os parâmetros iniciais para a operação do rádio.

Com as configurações realizadas com sucesso, o software de voo entra na máquina de estados, informando as estações terrenas que o sistema está pronto para receber comandos (RR), realizando então o envio de uma mensagem de supervisão inicial. Após esse envio, o software entra em um loop sem condição de saída (exemplos: `for(;;)` ou `while(1)`).

Nesse loop principal o programa implementa uma função de espera, que configura o rádio no modo receptor, aguardando por uma mensagem das estações em um segundo loop com duas condições de saída. A primeira delas é o recebimento de uma mensagem pelo transceiver, que então altera o nível do DIO0 para 1, ativando a interrupção de hardware. Com isso o interrupt handler configurado atualiza o status da comunicação em uma variável global, forçando a saída do loop de espera. A segunda condição de saída do loop de espera é feita por

uma comparação de uma constante com o valor de um contador, processo de timeout, baseado em interrupção de software (timer). A função de espera é exemplificada no código abaixo:

```
int lcp_receiver_routine (int time)
{
    radio_rx_mode();
    com_status = RX_MODE_WAITING_PKT; // set global communication state
    timeout_flag = 0; // clear timeout flag
    R_INTC1_Start(); // PORT 50 interrupt in rising edge (connected to DIO0)
    R_TAU0_Channel0_Start(); // start timer

    // Wait for incoming message or timeout
    while ( (com_status != RX_MODE_PKT RECEIVED) && (timeout_flag < time) )
        __no_operation();

    R_INTC1_Stop();
    R_TAU0_Channel0_Stop(); // stop the timer

    if (com_status == RX_MODE_PKT RECEIVED)
        return MSG RECEIVED;
    else
        return TIMEOUT;
}
```

Assim, após o retorno do loop de espera de mensagens (exemplificado no código), a FSM é informada se houve um timeout (saída pela comparação do contador) ou uma mensagem recebida (interrupção de hardware ativada pelo rádio), de forma a mudar seu comportamento para as situações diferentes. Caso um requerimento seja identificado, as funções do driver do protocolo de acesso são implementadas, provendo a resposta correta; no caso de timeout, um comando de supervisão é enviado.

Como descrito, é esperado que o loop implementado para a FSM seja mantido durante a operação do software de voo, garantindo a plataforma a confiabilidade desejada. Nota-se ainda que as falhas do módulo de comunicação podem ser contornadas com o reset do rádio, ou, em última instância com o reset do próprio microcontrolador, que então deve reiniciar e reimplementar todas as configurações básicas.

Portanto, com essa configuração, o sistema opera independentemente de qualquer atividade externa para realizar as transições do status da comunicação e do processamento das mensagens. Isso ainda permite o controle remoto consistente das funcionalidades dispostas no protocolo de aplicação, além da leitura dos parâmetros de operação do protótipo, demonstrando a plataforma desenvolvida.

3.6 INTEGRAÇÃO DOS SUBSISTEMAS E TESTES

Os testes iniciais da plataforma foram realizados para cada subsistema individual, garantindo a correta manutenção do fornecimento de tensão e da comunicação como rádio. Com isso em mente, as configurações dos subsistemas foram dispostas em placas de prototipagem, e as medidas e avaliações realizadas com os instrumentos disponíveis. Ao passo que era verificado um a inconsistência ou restrição os subsistemas foram gradualmente adaptados, de forma que fosse possível realizar as funcionalidades básicas propostas para o desenvolvimento do LCP. Nesse contexto, a autonomia e a comunicação foram priorizadas, considerando, portanto, que certos subsistemas e soluções propostas foram simplificadas com os testes de bancada, ao passo que era percebido certa dificuldade e restrição de tempo disponível.

Apesar das reconsiderações da plataforma foi possível estabelecer as funcionalidades desejadas em um ambiente controlado, evidenciando a correta abordagem dos sistemas desenvolvidos e do hardware produzido. Nos itens seguintes então serão abordados dos testes dos subsistemas da plataforma e os resultados observados e medidos.

3.6.1 Operação do Software de voo e comunicação com a estação terrena

Como forma de integrar e testar corretamente o controlador central integrado ao módulo de comunicação, foi disposto uma configuração simplificada, inserindo os componentes em uma placa de pinos (breadboard). A plataforma da IAR foi utilizada para programar o RL78 com o software de voo, e a estação base foi configurada com um software desenvolvido na linguagem Python e salvo na memória do computador remoto.

Os comandos então são executados diretamente das funções da biblioteca em Python desenvolvida para a estação terrena do LCP, enviando as mensagens em tempo real através do ambiente disponível do sistema operacional (Python3). Foi ainda usado uma das interfaces SPI do Raspberry Pi para estabelecer as configurações do módulo de comunicação, similar ao usado no LCP, considerando que as funções da biblioteca atuam na escrita e leitura dos registradores do SX1276. Este segundo rádio então é configurado da exata forma do que opera no protótipo, permitindo estabelecer o link de comunicação.

O protocolo de aplicação e a camada de acesso também foram implementados no código Python, o que incluiu a formatação dos comandos de envio de requerimentos, e a disposição das informações recebidas na interface do Python3. A execução do controle e manutenção do nano satélite é realizada em tempo de operação, permitindo a comunicação direta com o hardware do LCP, além dos parâmetros de software e telemetria. Como forma de manter a

confiança da comunicação e disponibilidade, o software da estação terrena ainda realiza de forma automática a avaliação dos endereços e numeração das mensagens, identificando erros e apresentando diversos parâmetros do estado do link, como intensidade do sinal, estado de operação do satélite (RR ou RNR), e tempo de resposta das mensagens (latência).

As figuras a seguir foram extraídas da linha de comando do Linux operando na RaspberryPi Zero W, permitindo a visualização das informações em forma de texto dos testes de bancada realizados. Essa interface também foi desenvolvida na programação da estação terrena, organizando as informações obtidas nos testes da plataforma de forma clara e simplificada.

O primeiro comando ilustrado mostra a transmissão de um frame de supervisão e a resposta enviada pelo LCP, demonstrando que o protótipo está ativo e pronto para a recepção de comandos. O parâmetro enviado é inserido pelo usuário, de forma a escolher um valor para o número da mensagem; no exemplo, N(R) = 4.

Figura 102 – Representação do comando de supervisão na interface do computador remoto

```
KeyboardInterrupt
>>> lcp.send_supervisory (4)
SUPERVISORY COMMAND SENT | SEQUENCE NUMBER N(R) 0x4
WAITING FOR REPLY...

MESSAGE RECEIVED (RESPONSE)
REPLY OF SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x4
TIME TO RESPOND: 122.5 ms
RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION: - 77.5 dBm
*****
RECEIVER MODE

MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x0
RSSI: - 77.5 dBm
*****
MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x1
RSSI: - 76.5 dBm
*****
```

Fonte: Autor.

Além disso, após o recebimento da resposta, a estação terrena altera o rádio para o modo receptor (RECEIVER MODE), permitindo o reconhecimento das mensagens originadas do LCP em sua rotina normal de operação, onde os frames de supervisão são periodicamente (tempo do timeout) enviados pelo protótipo. Essa rotina ainda deve incrementar o número do

N(R) enviado elo LCP, de forma que seja possível acompanhar o comportamento do link e identificar a perda de pacotes com a alteração dos números sequenciais.

Da interface desenvolvida para o Raspberry Pi, ainda   possível notar duas informa es relevantes: o tempo de resposta e a intensidade de sinal recebida na est o o. Para computar o tempo que o protético leva para responder,   usado um contador, com precisão de 100 às, no software do computador remoto. O valor do atraso então   dado pelo valor desse contador na detec o  da resposta. Caso o LCP demore mais de 4 segundos para responder (identificado no texto como WAITING FOR REPLY), o software da est o o retorna ao modo de recep o contínua, considerando que aquele pacote foi perdido.

Para avaliar a intensidade do sinal, um registrador   lido no rádio da est o o terrena, que identifica através de um processo de amostragem o nível do sinal obtido na \'ltima mensagem recebida no transceiver (SEMTECH, 2016). No exemplo, a intensidade obtida a uma distância de 70 cm foi de -77,5 dBm.

Como forma de compara o, o atraso estimado para o link estabelecido   calculado a partir da taxa usada, considerando que, nesse exemplo, a transmissão foi realizada com a taxa de 4,8 kbps. Visto que o pacote da resposta cont m 64 bytes,   estimado um tempo de 107 ms para o envio de todos os bits da mensagem (0,21 ms por bit transmitido). Deve ser adicionado ainda o atraso implementado para permitir a reconfigura o do modo da est o o para receptor, com o valor de 10 ms, inferindo um total esperado de 117 ms. O tempo obtido no teste então fica de acordo com as expectativas, pois, ainda deve ser considerado um certo atraso para o processamento dos protocolos no software do satélite.

O segundo comando apresentado faz a requis o da leitura dos sensores implementados. Nesse teste os sensores analógicos est o o desabilitados. Assim, apenas a leitura do BMP280 foi adquirida, resultando nas leituras de pressão e temperatura do sensor digital.

Figura 103 – Representa o do comando Read Sensors na interface do computador remoto

```
>>> lcp.send_sensor_read()
INFORMATION FRAME SENT: REQUEST SENSOR READINGS
SEQUENCE NUMBER N(R): 0x5
WAITING FOR REPLY...

MESSAGE RECEIVED (RESPONSE)
REPLY OF INFORMATION FRAME FROM: FEILCP | SEQUENCE N(S): 0x5 | PAYLOAD CODE: 0xa1
SENSORS READING REPLY: NTC0 0x0 | NTC1 0x0 | LDR0 0x0 | LDR1 0x0 | LDR2 0x0 | LDR3 0x0
BMP280 Temp: 19.67 C
BMP280 Pres: 92784.91 Pa | 695.94 mmHg
TIME TO RESPOND: 130.6 ms
RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION: - 65.5 dBm
*****
```

Fonte: Autor.

A resposta então indica as leituras obtidas na plataforma pelo subsistema de telemetria desenvolvido. Os valores ainda foram comparados com a temperatura do dia (20°C), e com a pressão média na altitude da cidade de São Paulo (690 mmHg ~ 700 mmHg), sendo consistentes com o esperado para a situação de teste. Nota-se ainda um atraso maior na resposta (130,6 ms), devido aos processos de leitura e configurações dos múltiplos sensores do LCP.

Com esse ensaio foi possível concluir sobre a capacidade do sistema desenvolvido receber comandos e atuar de acordo, validando a correta implementação da camada de aplicação desenvolvida, bem como a integração do software de voo com o subsistema de telemetria. Além disso, o teste demonstra que, das estações remotas, é possível alterar a rotina de software e controlar o hardware da plataforma, pois as leituras digitais necessitam de uma reimplementação do protocolo SPI no MCU, devido ao fato de que a polaridade do clock para a interface do BMP280 é diferente em relação ao SPI usado para a comunicação com o SX1276. O LCP ao receber o comando então atuou corretamente no envio da resposta e processamento do comando, o que caracterizou com sucesso a operação do subsistema de telemetria e comunicação do protótipo.

Validado o funcionamento do controle remoto do LCP, um outro exemplo de configuração testado foi a simulação de falha na bateria. Considerando que o sistema de potência informa através de um GPIO sobre a situação do nível de tensão, foi testado um caso onde esse pino é levado ao nível lógico zero, indicando o mal funcionamento do sistema (queda de tensão).

Figura 104 – Representação do informe de falha no subsistema de alimentação do LCP gerado pelo software de voo, capturada na interface do computador remoto

```

MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x7
RSSI: - 74.0 dBm
*****
MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x0
WARNING: CONTROL BYTE RECEIVED WITH RNR - BATTERY FAULT

MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x0
WARNING: CONTROL BYTE RECEIVED WITH RNR - BATTERY FAULT

MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x0
RSSI: - 75.0 dBm
*****
```

Fonte: Autor.

Da figura é possível notar que as mensagens de supervisão foram alteradas, informando ao controlador da estação a falha no LCP (RNR). Assim, os comandos de manutenção podem ser enviados para a possível correção do defeito, permitindo uma eventual prevenção de danos maiores ao sistema. Quando a identificação de falha da placa de potência retorna ao estado normal, a supervisão retorna ao status normal de operação (RR).

Nesse caso então é demonstrado a disponibilidade da plataforma desenvolvida, que, apesar de simplificada, utiliza conceitos e abordagens coerentes na manutenção de sistemas eletrônicos. Com isso, a integração dos sistemas se mantém consistente, visto que o computador de obtém os dados de telemetria e realiza a supervisão do subsistema de alimentação, ao passo que interage constantemente com o módulo de comunicação para informar o status do satélite.

Um último cenário será apresentado, abordando a capacidade de transmissão de mensagens de texto entre estações. No caso da montagem do protótipo na breadboard, em conjunto com uma estação remota (representada pela Raspberry Pi), não foi possível realizar a simulação completa (múltiplas estações remotas). Dessa forma, a validação do teste é feita da seguinte maneira: uma string de texto será enviada ao LCP da estação de endereço FEIBS1; no conteúdo dessa mensagem será inserido o próprio endereço da estação ('FEIBS1'). Com isso, o LCP deverá responder com o reply 'ACK' à estação originária, e em seguida irá fazer o broadcast da mensagem de texto, que será novamente capturada pela estação do teste.

Figura 105 – Representação da interface da estação remota no teste de envio de mensagens de texto ao LCP, e consequente resposta recebida

```
>>> lcp.send_string_message ("FEIBS1", "lcp test 23 maio 2020 23-00h")
INFORMATION FRAME SENT: STRING MESSAGE
STRING SENT TO: FEIBS1 | SEQUENCE NUMBER N(R): 0x1
WAITING FOR REPLY...

MESSAGE RECEIVED (RESPONSE)
REPLY OF INFORMATION FRAME FROM: FEILCP | SEQUENCE N(S): 0x1 | PAYLOAD CODE: 0xa3
STRING MESSAGE ACKNOWLEDGE REPLY: ACK
TIME TO RESPOND: 121.8 ms
RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION: - 66.0 dBm
*****RECEIVER MODE*****
```

```
MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
INFORMATION FRAME FROM: FEILCP | SEQUENCE N(S): 0x4 | PAYLOAD CODE: 0xa3
STRING MESSAGE FROM: FEIBS1
MESSAGE: lcp test 23 maio 2020 23-00h
RSSI: - 66.0 dBm
*****
```

Fonte: Autor.

Na interface apresentada, é possível observar a resposta de acknowledge recebida, e, em seguida o comando enviado pelo LCP com o conteúdo da mensagem de texto. Nota-se que o campo que identifica a estação que originou a mensagem tem o mesmo endereço enviado ao LCP, e a string contém os mesmos caracteres: "lcp test 23 maio 2020 23-00h". Portanto, o protótipo retransmitiu corretamente a mensagem enviada, comprovando a eficiência da plataforma no envio de mensagens simples de um ponto a outro.

Validados os parâmetros da camada de aplicação e da estabilidade do link (manutenção e controle da plataforma), o teste de bancada foi prosseguido por algumas avaliações no alcance do link e taxa máxima de transmissão. Em relação à sensibilidade, foi obtido um valor máximo de -96 dBm no módulo de comunicação (mensagem recebida com a menor intensidade de sinal). Esse teste foi obtido com uma taxa de 4,8 kbps e FDA de 5 kHz, ocupando uma banda total de 14,6 kHz ($BW = FDA + 2*BR$, para o modem FSK especificamente).

Figura 106 – Representação das mensagens recebidas pelo rádio do computador remoto com a menor intensidade obtida nos testes

```
*****
MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x4
RSSI: - 96.0 dBm
*****
MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x5
RSSI: - 93.0 dBm
*****
MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x7
RSSI: - 90.5 dBm
*****
```

Fonte: Autor.

Para uma estimativa do alcance do link, pode ser considerado o módulo de comunicação no sistema integrado com as antenas e o circuito de RF. Nessa situação, as perdas de inserção no LCP, somadas as perdas nas estações e perdas nos cabos devem ficar em torno de 10 dB (estimativa). Também devem ser mantidos os valores do transceiver, com potência de transmissão de 17 dBm (85% de eficiência), e sensibilidade de -96 dBm (valor experimental), assim como os ganhos das antenas, que devem somar 8 dBm. Portanto, a máxima perda de sinal (Maximum Path Loss) no enlace deve ser aproximadamente 111 dBm. Calculado a distância máxima pela perda o espaço livre, o resultado teórico do alcance do protótipo é de aproximadamente 9,26 km, para a frequência de operação 915 MHz.

Comparando com o esperado para os valores operacionais dos componentes e soluções adotados para a arquitetura do LCP, essa distância atende ao propósito do protótipo, demonstrando a eficiência da plataforma e da estabilidade da comunicação implementada.

Apesar do alcance ser uma pequena fração da distância do enlace espacial (2% dos 500 km da LEO), certas alterações no hardware podem ser realizadas para um aprimoramento do LCP, considerando que as perdas podem ser drasticamente reduzidas substituindo o módulo de comunicação por um transceiver de maior qualidade (padrão militar ou espacial) com sensibilidade e ganho superior, assim como adaptar as estações terrenas com antenas de maior ganho.

O segundo teste de desempenho buscou avaliar a taxa máxima de dados que o link suportava. Na montagem de bancada, a distância entre os rádios permaneceu entre 0,7 m e 2 m, permitindo receber os pacotes com intensidade máxima de -65,5 dBm. Apesar dos esforços para melhorar a comunicação, a falta do hardware correto desenvolvido para o protótipo, incluindo os circuitos de RF da placa principal, e as antenas, não permitiu que o sinal chegassem a níveis com maior intensidade nos testes de bancada.

O resultado então foi a transmissão com uma taxa máxima de 19,2 kbps e FDA de 10 kHz, ocupando uma banda aproximada de 48,4 kHz. A Figura a seguir ilustra a captura de tela com o comando de supervisão enviado a essa taxa, produzindo uma latência, nesse caso, de 30,1 ms, considerando então 52,1 µs por bit transmitido. Ainda foi testado configurações com maiores taxas (25 kbps, e 38,4 kbps) mas sem sucesso na recuperação dos pacotes. A banda total também foi alterada, utilizando-se valores maiores de FDA (20 kHz) para a taxa de 19,2 kbps (BW total nesse caso seria de 58,4 kHz), mas o limite aparente foi de 48 kHz para a banda total do sinal, visto que, nos testes, mensagens enviadas com ocupação maior não foram recuperadas na estação.

Figura 107 – Representação de uma mensagem transmitida com taxa de bits de 19,2 kbps.

```
>>> lcp.send_supervisory (0)
SUPERVISORY COMMAND SENT | SEQUENCE NUMBER N(R) 0x0
WAITING FOR REPLY...

MESSAGE RECEIVED (RESPONSE)
REPLY OF SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x0
TIME TO RESPOND: 30.1 ms
RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION: - 70.0 dBm
*****
```

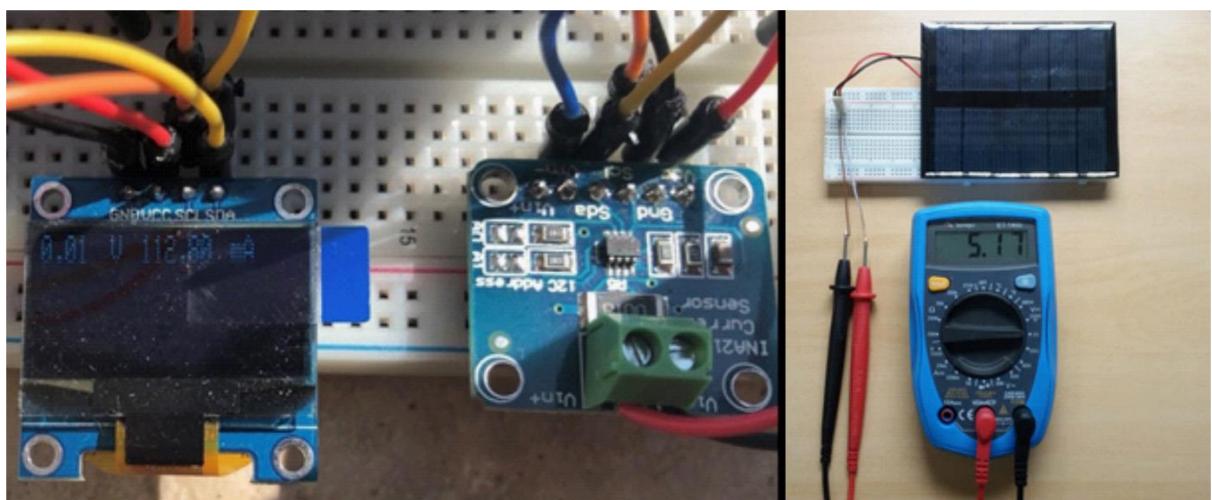
Fonte: Autor.

Os testes então realizados no sistema adaptado do hardware concluíram sobre a disposição das funções de software e demonstrou a eficiência das rotinas implementadas, garantindo a autonomia, confiabilidade e disponibilidade ao protótipo. Além disso, a disposição do código em C, desenvolvido para o LCP, permite a ampliação das funções de controle e ainda garante boa flexibilidade e portabilidade das funções de alto nível, dado que a camada de abstração de hardware (HAL) seja adaptada. Assim, foi desenvolvida uma solução própria de manutenção do dispositivo em órbita, além de funções de supervisão e leitura de dados de telemetria, implementando os conceitos básicos da operação espacial no LCP. Como forma de demonstrar a versatilidade da plataforma desenvolvida, as funções de comunicação entre estações (envio de strings de texto) compõem um exemplo de payload adaptado para o protótipo. Considerando que uma expansão e ampliação das funcionalidades, futuros testes poderiam levar o desenvolvimento de um software mais completo, sendo então próprio para um projeto com planejamento de operação e lançamento.

3.6.2 Testes das células solares, baterias e fornecimento primário de corrente

Conforme o mencionado no tópico 2.3.3.1 a placa de silício monocristalino possui uma eficiência baixa, no caso da placa solar que será utilizada no projeto, se tem uma corrente de 180 mA em condições ideais. Para que seja possível uma visualização de como ela irá operar em condições reais, foi utilizando um medidor de potência baseado em um projeto de referencia (GREATSCOTTLAB, 2020), com e um sensor de corrente shunt INA219 conectado a um Arduino e uma display foi possível medir uma corrente de 112,8 mA, em uma luminosidade relativamente elevada. A placa Sunny Buddy possui uma tensão de entrada mínima de 4.95 V, e foi medido no multímetro para aferir que fosse possível a configuração das placas em paralelo.

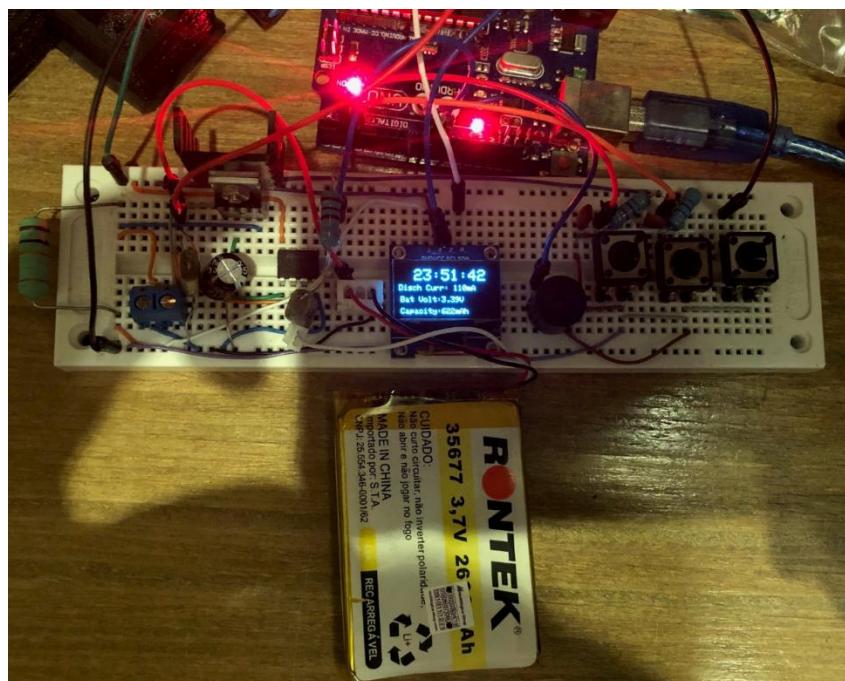
Figura 108 – Montagem do circuito de testes das placas solares



Fonte: Autor.

A bateria do protótipo foi testada com um medidor de capacidade específico para as células de lítio. O teste foi feito para ter uma carga que consuma 110 mA, semelhante à energia média consumida pelo projeto de acordo com a Tabela 16, por este teste foi possível confirmar a autonomia teórica do sistema de bateria, com pequenas variações. Para se ter um melhor entendimento do consumo e autonomia do projeto, os dados foram agrupados nas tabelas 14 e 15, com os componentes atualizados sendo possível ver o consumo total e a autonomia da bateria.

Figura 109 – Montagem do circuito de teste de carga e autonomia das baterias



Fonte: Autor.

Tabela 16 – Estimativa de consumo de corrente por dispositivo no LCP

Dispositivo	Consumo de corrente médio em operação (mA)		
MCU ativo (Renesas RL78 R5F100LG)	4,6		
Módulo de comunicação (NiceRF Lora V2.0) Rx	11,5	13,7 ⁽¹⁾	
Módulo de comunicação (NiceRF Lora V2.0) Tx	87,0		
Módulo GPS	50,0		
Sensor digital de temperatura (BMP280)	0,0027		
LED de teste modo Rx	0,0010	0,292 ⁽¹⁾	
LED de teste modo Tx (ativo)	10,0		
Placa de potência (AmpOps)	6,6		

(1) média efetiva do consumo baseada no tempo de atuação de cada modo

Fonte: Autor.

Dos dados agrupados na tabela, é possível estabelecer dois valores de consumo no LCP, considerando a operação normal. A primeira sendo a corrente no modo receptor do rádio, somando os valores do MCU (4,6 mA), SX1276 no modo Rx (11,5 mA), BMP280 (2,7 μ A), GPS (50 mA), LED no modo apagado (1 μ A) e da placa de potência (6,6 mA) somando um valor de 72,7 mA. Ainda deve ser levado em conta que o modo receptor é mantido durante 10 segundos na rotina da FSM, até que o timeout ocorra, e o sistema envie a mensagem de supervisão, passando para o modo transmissor.

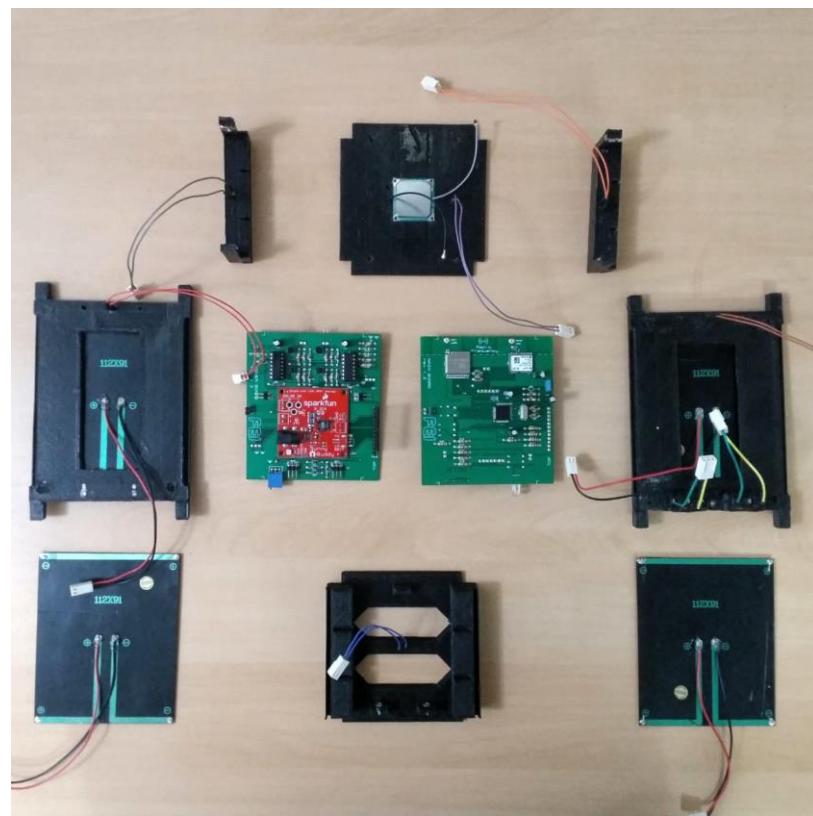
No modo Tx o rádio passa a consumir um valor consideravelmente maior, além do LED ser acesso. Considerando que a taxa seja mantida em 4,8 kbps, a duração do pico de corrente no envio de mensagens deve ser de aproximadamente 107 ms, e o LED permanece acesso em dois intervalos de 50 ms. Assim, uma aproximação para a corrente do modo transmissor é a soma dos valores previamente aferidos, mas substituindo a corrente do LoRa para 87 mA, e a corrente do LED para 10 mA, considerando um intervalo de 100 ms para cada mensagem enviada, o que configura um total de 158,2 mA.

Dos testes de bancada executados, as medições do consumo nos modos Rx e Tx, respectivamente, foram 75 mA e 150 mA, medidas realizadas com um multímetro simples no circuito. Comparando com os valores esperados, o consumo do LCP se manteve coerente. Para estimar a autonomia é necessário contabilizar uma média no tempo das correntes de operação do protótipo. Considerando então 10 s em 75 mA, e uma expectativa de 300 ms nesse intervalo (3 mensagens enviadas do LCP) em 150 mA, a corrente média no tempo deve ser aproximadamente 77,18 mA. Considerando então a corrente provida pelas células em 112,8 mA, e a carga da bateria é de 2600 mAh, a autonomia do sistema, operando apenas com o sistema de bateria, é estimado em 33,7 horas. Além disso, se considerado que as placas solares forneçam o máximo de corrente, o tempo estimado para a recarga total das baterias, com o sistema operando, seria de aproximadamente 73 horas.

3.6.3 Montagem do protótipo e testes da plataforma

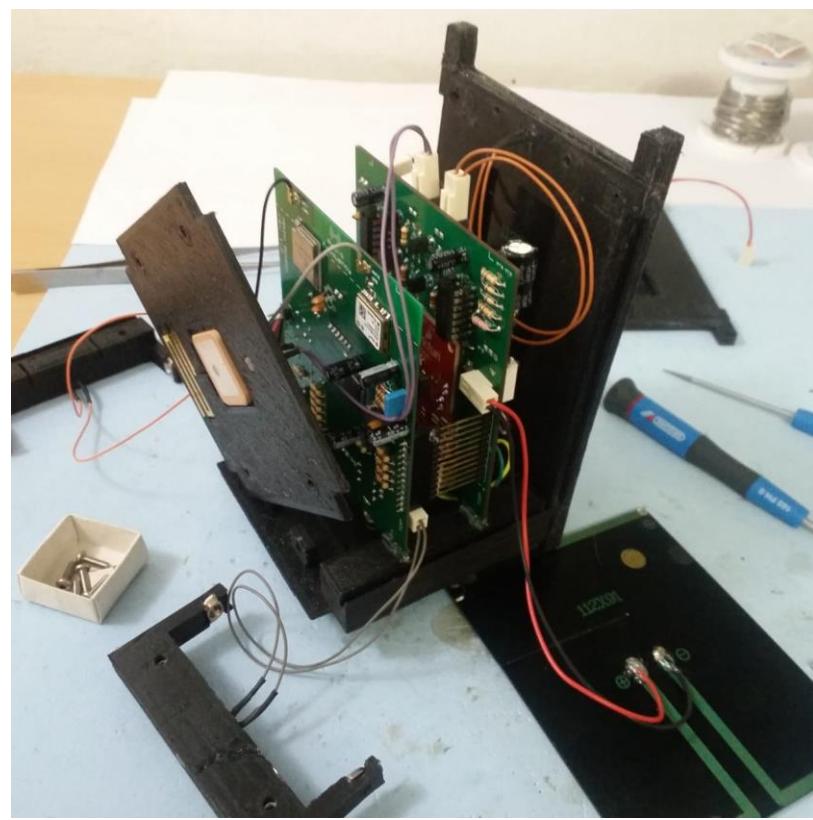
Para a montagem, se teve o cuidado de posicionar as placas com as conexões nas laterais, de forma a interligar os cabos de energia nos recuos das laterais. Assim, as placas ainda ficam expostas para a programação e ativação pelas chaves de reset, também posicionadas nas laterais. Em complemento, o LED permaneceu exposto na parte inferior do cubo, o que permite a supervisão visual da comunicação, e um debug do funcionamento do sistema. As figuras a seguir ilustram os processos de montagem do LCP.

Figura 110 – Peças do LCP separadas



Fonte: Autor.

Figura 111 – Vista lateral do posicionamento das placas PCB no frame



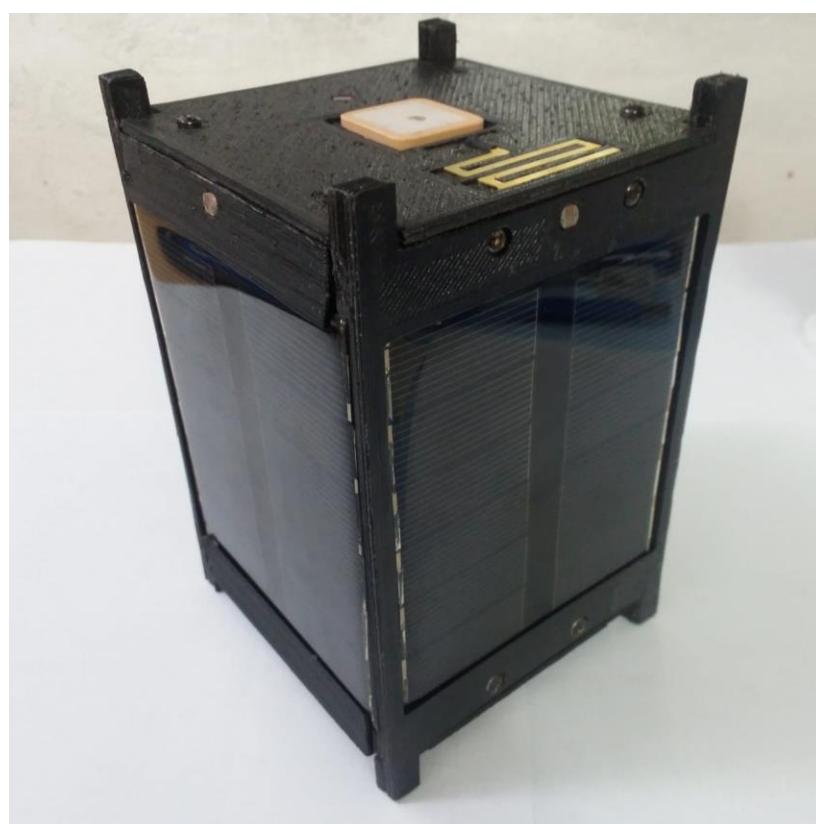
Fonte: Autor.

Figura 112 – Posicionamento final das placas e conexão com as laterais



Fonte: Autor.

Figura 113 – Montagem completa do LCP



Fonte: Autor.

Para os testes de comunicação, a estação terrena também foi montada usando a placa desenvolvida (Figura 114). Contudo, devido a uma disponibilidade de hardware, os testes da plataforma utilizaram a placa de desenvolvimento OrangePi One H3 (ORANGEPI, 2020), que possuiu um sistema similar à RaspberryPi (OS Linux). Com o link estabelecido, o comportamento do software foi avaliado, apresentando resultados similares ao teste de bancada. A principal diferença observada foram os níveis de intensidade de sinal, que aumentaram consideravelmente.

Figura 114 – Montagem da estação terrena



Fonte: Autor.

Com o hardware dedicado, o sinal recebido na estação chegou a atingir níveis considerados muito bons, com uma intensidade de até -42 dBm. No teste exemplificado na Figura 115 a intensidade se manteve próxima d -50dBm, o que indica um aumento significativo de 16 dBm em relação aos melhores valores obtidos na configuração da protoboard. O hardware desenvolvido para a plataforma então se mostrou consistente e melhorou a comunicação significativamente. Ainda deve ser mencionado que as taxas do teste permaneceram em 4,8 kbps.

Figura 115 – Mensagens trocadas com a montagem final do LCP e a estação terrena adaptada

```
Enter new command:
>>> lcp.send_set_sup_time (2)
INFORMATION FRAME SENT: SET SUPERVISION TIME TO 2 SECONDS
SEQUENCE NUMBER N(R): 0x1
WAITING FOR REPLY...

MESSAGE RECEIVED (RESPONSE)
REPLY OF INFORMATION FRAME FROM: FEILCP | SEQUENCE N(S): 0x1 | PAYLOAD CODE: 0xa5
SET SUPERVISION TIME ACKNOWLEDGE REPLY: ACK
TIME TO RESPOND: 40.0 ms
RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION: - 58.0 dBm
*****
RECEIVER MODE

MESSAGE RECEIVED (COMMAND)
SUPERVISORY FRAME FROM: FEILCP | N(R): 0x2
RSSI: - 49.5 dBm
*****
```

Fonte: Autor.

Os testes da comunicação com o dispositivo então demonstram o sucesso da implementação realizada na plataforma do LCP. Além do comportamento da comunicação, também foram testados os sistemas de alimentação. Apesar dos esforços para manter o projeto funcional, as limitações de no desenvolvimento ocasionaram uma falha no projeto da placa de alimentação. Essa falha ocorre, pois, foi observado uma queda significativa da tensão sobre o circuito de troca de baterias (em torno de 1 V) devido o uso de transistores comerciais. Ao conectar a carga do sistema (placa principal) a corrente disponibilizada pelo sistema de potência não alcança valores significativos, visto que a queda afetou consideravelmente a polarização dos transistores, o que ainda causou a redução da corrente de base, limitando o fornecimento de corrente ao computador de bordo e sistema de comunicação.

O projeto então deve ser submetido a uma revisão completa do sistema de potência, necessitando inclusive a substituição das baterias por componentes que forneçam um nível de tensão mais elevado (em torno de 5V, ao invés s de 3,7 V) para compensar as quedas e prover a tensão necessária aos transistores. Ainda deve ser considerado a substituição desses componentes ao passo que também foi detectado uma limitação de corrente de 100 mA para os modelos usados.

4 CONCLUSÃO

Quando se observa o crescente aumento dos projetos de satélites, principalmente no segmento de CubeSats, é notável que o segmento aeroespacial tem sido muito mais ativo nos últimos anos. As missões têm se tornado cada vez mais acessíveis e, tanto os institutos acadêmicos, quanto o segmento industrial têm dado grande relevância a essa área de conhecimento. Por consequência, as tecnologias envolvidas na produção e desenvolvimento de novos satélites alavancaram os segmentos de engenharia, proporcionando maiores facilidades nas áreas de telecomunicação, monitoramento ambiental, e inclusive no ramo militar e de segurança.

O desenvolvimento da plataforma do LCP, portanto, resultou em um aprendizado de novas tecnologias do ramo, além de prover uma plataforma de desenvolvimento para futuras aplicações espaciais no Brasil.

Além disso, o desenvolvimento e produção do protótipo foram baseados e direcionados à entrega de uma plataforma confiável e flexível. O resultado obtido com os subsistemas adaptados então demonstra a capacidade razoável do protótipo, visto que os materiais de baixo custo foram suficientes para a prova de conceito envolvendo a produção de um módulo independente que recebe e envia comandos em RF em um determinado link de rádio.

Das técnicas usadas no desenvolvimento do projeto, diversos conceitos de produção foram apresentados e aprimorados, permitindo a entrega de uma estrutura compatível, dentro dos limites do orçamento, aos modelos de CubeSat para lançamento. As soluções concebidas no protótipo ainda complementam o estudo das tecnologias aeroespaciais, e proporcionaram a abordagem da estrutura e distribuição dos subsistemas de forma particular para o LCP.

Os testes de bancada do software ainda comprovaram a correta integração dos subsistemas concebidos do projeto do LCP e a disponibilidade da plataforma desenvolvida, bem como sua autonomia e capacidade do link de comunicação. Isso então permite a modulação do protótipo na parte de software para outras plataformas, com a possibilidade de utilizar os drivers desenvolvidos para propiciar as camadas de comunicação e aplicação para novos modelos de CubeSat.

Apesar dos resultados promissores do protótipo, em relação à comunicação e hardware, ainda é necessário uma série de adaptações à plataforma para que ela seja certificada para voo. Deve ser considerando que alterações no frame do cubo sejam feitas, substituindo os materiais empregados no protótipo por ligas metálicas de alumínio, além de alterações nos componentes

das placas solares e baterias, garantido maior autonomia e eficiência energética. Em relação ao software de voo, melhorias ainda devem ser feitas para incrementar a supervisão dos equipamentos do nano satélite, além de expandir as funcionalidades de controle e telemetria.

Considerando os devidos complementos de hardware e software atualizado, o protótipo pode então passar para os testes de campo mais desafiadores. Por exemplo, o uso de balões meteorológicos é uma interessante forma de testar o comportamento dos subsistemas em um ambiente diferente, visto que esses balões atingem grandes altitudes e permitem a recuperação do equipamento ao final do teste.

Como considerações finais, o desenvolvimento do protótipo foi de grande aprendizado, ao passo que os diversos processos de produção e tecnologias aplicadas envolveram muitos campos da engenharia. A dedicação e organização foram fatores fundamentais para o correto desenvolvimento do protótipo, permitindo a entrega de uma plataforma confiável e estável. Com isso, o LCP pode estabelecer um ponto de partida para futuras expansões e complementos, para que um modelo de CubeSat possa ser lançado com sucesso e operar no espaço a partir do protótipo desenvolvido.

REFERÊNCIAS

ANATEL. Plano de Atribuição, Destinação e Distribuição de Frequências no Brasil. 2020.

ALMEIDA, A. T. Planar Antennas For CubeSat Missions. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica). Técnico Lisboa, 2018.

AMAZON. The FreeRTOS Reference Manual. Versão 10.0.0. Disponível em: <https://www.freertos.org/Documentation/RTOS_book.html>. 2017.

AMERICASPACE. Vanguard 1, Oldest Manmade Satellite, Turns 60 This Weekend. Página na web, disponível em: <<https://www.americaspace.com/2018/03/18/vanguard-1-oldest-manmade-satellite-turns-60-this-weekend/>>. Acesso em 30 de maio, 2020.

ANAC. Instrução Suplementar: Sistema de Análise e Supervisão Continuada. IS N°1120-079. Revisão A. 23 de Junho, 2009.

ARM. ARM1176JZF-S: Technical Reference Manual. Revisão: r0p7. 2009.

BANDYOPADHYAY, S. et al. Review of Formation Flying and Constellation Missions Using Nanosatellites. Journal of Spacecraft and Rockets. 53. 1-12. 10.2514/1.A33291. 2016.

BRON. BA 31968. Descrição técnica do produto. Disponível em: <<https://bronaerotech.com/product/31968/>>. Acesso em 14 de junho, 2020.

BALANIS, C. A. Antenna Theory: Analysis and Design. 4. ed. New Jersey, 2016.

BATTERYUNIVERSITY. The lithium-ion battery. Web site. Disponível em: <https://batteryuniversity.com/learn/archive/is_lithium_ion_the_ideal_battery>. Acesso em 31 de maio, 2020.

BEECH, W. A.; NIELSEN, D. E.; TAYLOR, J. AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio. Version 2.2. 1998.

BOSCH. BMP280 Digital Pressure Sensor. Data sheet, revisão 1.14. 5 de maio, 2015.

BROADCOM. BCM2835 ARM Peripherals. Broadcom Corporation, 2012.

CHANDRASHEKAR, S. Thermal Analysis and Control of MIST CubeSat. DEGREE PROJECT IN SPACE TECHNOLOGY. Estocolmo, 2016.

CSIRO. Luminosity and the Distance to Stars. Disponível em:
 <https://www.atnf.csiro.au/outreach/education/senior/cosmicengine/stars_luminosity.html>. Acesso em 6 de junho, 2020.

CLUBB, K. I. A Detailed Derivation of the Radial Velocity Equation. San Francisco, 2008.

COLLINS, I. Phase-Locked Loop (PLL) Fundamentals. Publicado por Analog Devices. 7 de julho, 2018.

C3PO TECNOLOGIA. Antena Monopolô PCB Omnidirecional 900-930Mhz. Disponível em: <<https://www.c3potecnologia.com.br/pagina-de-produto/antena-c-3poem920p5>>. Acesso em 18 de maio, 2020.

DHAKER, P. Introduction to SPI Interface. Publicado por Analog Devices. 2018.

DURÃO, O. Cube e Nano Satélites - Um Novo Conceito para o Setor Espacial. Revista Tecnologia & Defesa. 11 de maio, 2014.

ELECTROPEDIA. Baterry and Energy Technologies: Cell Cehmistries - How Batteries Work. Página web. Disponível em: <<https://mpoweruk.com/chemistries.htm>>. Acesso em 31 de maio, 2020.

ESA. Telemetry & Telecommand. The European Space Agency, página web. Disponível em:
 <http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Onboard_Computer_and_Data_Handling/Telemetry_Telecommand>. Acesso em 02 de junho, 2020.

FAGUNDES, I. F. Desenvolvimento de Uma Estação Terrena (ET) Para o Nano Satélite Científico Brasileiro - NANOSATC-BR. Santa Maria, junho de 2009.

FONSECA, E. S. da. A Era Espacial: Histórico. LTG-PTR-EP-USP. <Disponível em <https://edisciplinas.usp.br/pluginfile.php/4609734/mod_resource/content/1/PTR5003%20-%20Era%20Espacial%20-%20Hist%C3%B3rico%20v2019.pdf> Acesso em 7 de março, 2020.

FRITZ, S.; ROUKES, M. L.; BOOK, B. P. Understanding nanotechnology. 1 ed. Nova York: Warner Books. p. 7-33, 2002.

GREATSCOTTLAB. Make Your Own Power Meter/Logger. Manual de implementação e desenvolvimento. Disponível em: <<https://www.instructables.com/id/Make-Your-Own-Power-MeterLogger/>>. Acesso em 15 de junho, 2020.

GRILLO, M. **Uma Antena de Banda Dupla para RFID.** Dissertação apresentada ao Curso de Mestrado da Faculdade de Tecnologia da Universidade Estadual de Campinas. Limeira, 2012.

HENDERSON, P. B. **High Data Rate Radio Transmitter for Cube Satellites.** Logan, 2009.

IAR SYSTEMS. **IDE Project Management and Building Guide:** for the Renesas RL78 Microcontroller Family. Guia do usuário para a plataforma IAR Embedded Workbench. 6. ed. 2019.

INPE. **Nano Satélites.** Disponível em <<http://www.crn.inpe.br/conasat1/nanosatt.php>>. Acesso em 8 de março, 2020a.

INPE. **Montagem, Integração e Testes de Satélites.** Disponível em: <http://www.lit.inpe.br/pt-br/montagem_integracao_e_testes_de_satelites>. Acesso em 27 de abril, 2020b.

INTEL, HEWLETT-PACKARD, NEC, DELL. **Intelligent Platfrom Management Interface Specification.** Versão 1.5. Revisão 1.1. 20 de fevereiro, 2002.

ISIS. **Innovative Solutions In Space.** Disponível em: <<https://www.isispace.nl/cubesats/>>. Acesso em 8 de março, 2020.

KHERRAS, A.; ADDAIM, A.; ZANTOU, El B. **Design of Low-cost Telecommunications CubeSat-class Spacecraft.** Morocco, 2010.

LATHI, B. P.; DING, Z. **Sistemas de Comunicação Analógicos e Digitais Modernos.** 4. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2012.

LEE, S. W.; LO, V. T. **Antenna Handbook.** 1993.

LEITHOLD, A. A. **Estudo Básico de Eletromagnetismo e Antenas.** Capítulo 1. Curitiba, 1991.

LINEAR TECHNOLOGY. **LT3652: Power Tracking 2A Battery Charger for Solar Power.** Datasheet. 2010.

LONG, E. M. **The Digital Satellite TV Handbook.** 1999.

LOCKE, C. D. et al. **Generic Avionics Software Specification.** Software Engineering Institute, Carnegie Mellon University. Pittsburgh, 1990.

MURDOCCA, M.; HEURING, V. **Principles of Computer Architecture.** 1999.

NASA. **CubeSat Design Specification.** Rev. 13. 20 de fevereiro, 2014.

NASA. **Applications of Nano-Satellites & Cube-Satellites in Microwave & RF Domain.** IEEE MTTS International Microwave Symposium. 2015.

NASA. **CubeSat 101:** Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers. 2017.

NASA. **State of the Art of Small Spacecraft Technology:** Power. Página web, disponível em: <<https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/power>>. Acesso em 30 de maio, 2020.

NEVES, J. R. **Utilização de radiometria em microondas para inferência dos conteúdos integrados de vapor d'água e água líquida de nuvem.** São Paulo, 2011.

NICERF. **Lora1276:** 100mW Long Range Spread Spectrum Modulation Wireless Transceiver Module. Product Datasheet v2.0. 2016.

ORANGEPI. **Orange Pi One.** Página web, disponível em: <<http://www.orangepi.org/orangepione/>>. Acesso em 18 de junho, 2020.

PALMINTIER, B. et al. **A Distributed Computing Architecture for Small Satellite and Mult-Spacecraft Missions.** Santa Clara, 2002.

PARADA, M. **Sistemas de áudio e vídeo digital.** Apostila de teoria. 2020.

PEREIRA, F. **Microcontroladores RL78:** Guia Básico. 1. ed. Versão 1.0. Joinville, 2013.

POLMAN, A. et al. **Photovoltaic materials:** Present efficiencies and future challenges. DOI: 10.1126/science.aad4424. Science, 15 de abril, 2016.

PUIG-SUARI, J.; TURNER, C.; AHLGREN, W. **Development of the Standard Cubesat Deployer and a Cubesat Class PicoSatellite.** Big Sky, MT: Aerospace Conference, v.1, IEEE record. Março, 2001.

PUMPKIN. **PMDSAS Design Guidelines.** Datasheet. 27 de fevereiro, 2020.

QNX. **Cold, warm, and hot standby.** QNX CAR(Trade Mark) platform 2.0 RR. Disponível em: <http://www.qnx.com/developers/docs/qnxcar2/index.jsp?topic=%2Fcom.qnx.doc.neutrino.cookbook%2Ftopic%2Fs1_ha_Standby.html>. Acesso em 02 de junho, 2020.

RASPBERRYPI. RaspberryPi Zero W. Website disponibilizado por RASPBERRY PI FOUNDATION, Reino Unido, disponível em: <<https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-zero-w/>>. Acesso em 16 de maio, 2020.

RAVAZI, B. The Harmonic-Rejection Mixer. IEEE Solid-State Circuit Magazine. Outono, 2018.

RENESAS. RL78/G13 User's Manual: Hardware. Rev.3.20. julho de 2014.

RENESAS. Renesas Flash Programmer V3.02: Flash memory programming software. Manual do usuário. Rev. 2.00. dezembro de 2016.

RENESAS. Applet3 for RL78. Release Note. Versão V1.1.13.00. 12 de junho, 2017.

RENESAS. RL78/G13 RENESAS MCU. Datasheet. Revisão 3.40. 31 de maio, 2018.

RITZ, F.; PETERSON, C. E. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG) Program Overview. IEEEAC paper #I 595, Version 2. 20 de janeiro, 2004.

RICHHARIA, M. Satellite Communication System: Design Principles. 2. ed. 1999.

RODRIGUES, R. P. O colapso da URSS: um estudo das causas. Tese (Doutorado em História Econômica). São Paulo: Universidade de São Paulo – USP, 2006.

SÁNCHEZ, J. A. L.; PASCUAL, A. M. D.; Capilla, R. P. Materials for Photovoltaics: State of Art and Recent Developments. International journal of molecular sciences vol. 20,4 976. 23 de fevereiro, 2019.

SCHLEGEL, C. B.; PEREZ, L. C. Trellis and Turbo Coding: Iterative and Graph-Based Error Control Coding. 2. ed. 2015.

SEDRA, A. S.; SIMTH, K. C. Microeletrônica. 4. ed. São Paulo: Pearson, 2005.

SEMTECH. AN1200.19: SX127x Refence Design Overview. Application Note. Revisão 2, dezembro 2014.

SEMTECH. SX1276/77/78/79 - 137 MHz to 1020 MHz Low Power Long Range Transceiver. Datasheet. 5 de agosto, 2016.

SEMTECH. What is LoRa? Página na internet. Disponível em <<https://loradevelopers.semtech.com/get-started/what-is-lora>>. Acesso em 8 de março, 2020.

SILVA, V. M. da. **Uma avaliação da adoção de nanossatélites como elementos alavancadores da Política Nacional de Atividades Espaciais.** Dissertação (Mestrado em Engenharia de Produção). Campos dos Goytacazes: Universidade Estadual do Norte Fluminense Darcy Ribeiro. Centro de Ciência e Tecnologia. Laboratório de Engenharia de Produção, 2015.

SOUZA, A. E. **Projetos Modernos de Antenas Compactas Para Nanossatélites do Padrão CubeSat.** Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica), Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Natal, 2018.

SPARKFUN. **Sunny Buddy Solar Charger V13 Hookup Guide.** Manual de operação. Disponível em: <<https://learn.sparkfun.com/tutorials/sunny-buddy-solar-charger-v13-hookup-guide-/all>>. Acesso em 31 de maio, 2020.

SUNROM. **Light Dependent Resistor - LDR.** Datasheet, modelo: 3190. 28 de julho, 2008.

TOCCI, R. J.; WIDMER, N. S.; MOSS, G. L. **Sistemas Digitais:** Princípios e Aplicações. 11. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2011.

TOMA, H. E. **O mundo nanométrico:** a dimensão do novo século. 2. ed. São Paulo: Oficina de Textos, 2004.

UBLOX. **NEO-6:** u-blox 6 GPS Modules. Datasheet: GPS.G6-HW-09005-E. 2011.

UPSAT. **Open source - Greek cubesat.** Libre Space Foundation & University of Patras. Disponível em: <<https://upsat.gr/>>. Acesso em 16 de junho, 2020.

UTEXAS. **Background: Geostationary Orbit.** University of Texas, disponível em: <<http://www.ae.utexas.edu/courses/ase389p7/projects/conner/Background.htm>>. Acesso em 6 de junho, 2020.

VAHID, F. **Sistemas Digitais:** Projeto, Otimização e HDLs. 2008.

VALDEZ, J.; BECKER, J. **Understanding the I2C Bus.** Publicado por Texas Instruments. 2015.

YLONEN, T. **The Secure Shell (SSH) Protocol Architecture.** RFC: 4251. Janeiro, 2006.

ZANATELI, M. R. **Engenharia de Sistemas Radiovisibilidade.** Versão β. 2013.

ZHANG, L.; WEBSTER, T. J. **Nanotechnology and Nanomaterials:** Promises for improved tissue regeneration. Nano Today, v. 4, p. 66-80, 2009.