

# PROTÓTIPO DE NANO SATÉLITE BASEADO NA ARQUITETURA CUBESAT PARA RADIOCOMUNICAÇÃO

Bruno Augusto Casu Pereira de Sousa, Bruno Duarte dos Santos,  
Rodrigo Yudji Katagiri de Oliveira, Victor Garcia Palacios  
Centro Universitário FEI

**Resumo:** O avanço das novas tecnologias do ramo aeroespacial foi impulsionado de forma significativa pela evolução dos sistemas de telecomunicação, garantindo aos satélites modernos grande capacidade computacional, mas com a vantagem de miniaturizar os dispositivos, reduzindo os custos das missões. Nesse contexto, o desenvolvimento do padrão CubeSat pela NASA permitiu a expansão de novos estudos e inovações na área, principalmente para as instituições acadêmicas e de pesquisa, ao passo que o modelo permite implementações de baixo custo e arquiteturas simplificadas. O objetivo do projeto apresentado é estudar e implementar a arquitetura CubeSat no desenvolvimento de um protótipo de nano satélite, designado como Low Cost CubeSat Prototype (LCP). Como resultado, será apresentado um sistema independente com um módulo de comunicação em radiofrequência, permitindo o controle do protótipo e monitoramento dos dispositivos de telemetria por um conjunto de computadores remotos.

## 1. Introdução

Com o aumento da relevância de novos projetos de CubeSats por universidades, e a acessibilidade em relação aos custos de produção e lançamento, comparado a satélites convencionais, se vê um aumento no interesse do lançamento deste formato de satélite. Com isso, a necessidade de uma prova de conceito em relação ao desenvolvimento e produção dos satélites de classe pequena (nano satélites e micro satélites) utilizando tecnologias comerciais comuns se tornou uma necessidade, além de proporcionar diversas inovações na área.

Levando em consideração que um projeto de Cubesat normalmente possui uma duração de 18 a 24 meses para ser desenvolvido, montado, testado e entregue para lançamento [1]; e envolve investimentos elevados, atingindo até 250 mil reais, uma abordagem diferente foi usada na concepção do projeto, visando a produção de uma plataforma de desenvolvimento, que pudesse ser expandida.

O protótipo concebido no projeto então foi designado como Low Cost CubeSat Prototype (LCP), e envolveu um tempo de produção relativamente menor, em torno de 12 meses, além do custo ser reduzido para 3 mil reais, algo mais acessível para instituições de ensino no Brasil. Devido ao tempo e o custo serem menores em comparação ao comum, foi necessário realizar certas abordagens não-convencionais, como o uso de componentes COTS além de métodos para prototipagem simplificados. Portanto, para a composição do LCP foram incorporados módulos de desenvolvimento do segmento de IoT (rádios e sensores), assim como placas de circuito impressas que possam ser fabricadas em fresas de gravação.

Mesmo com certas limitações, ainda se teve um cuidado de seguir parâmetros da NASA para o desenvolvimento do LCP, assim extraindo de componentes eletrônicos convencionais o máximo possível para se obter uma

plataforma com comunicação em Radiofrequência (RF) e com suficiente autonomia. Ainda foram implementados sistemas de redundância no computador de bordo, com backup de CPU, e no sistema de alimentação, utilizando duas baterias. Para uma rápida prototipagem e uma modularidade do sistema, sua parte mecânica foi produzida por impressoras 3D, ainda seguindo os guias de design padrão, mas com certas adaptações e otimizações para os componentes, assim como um nível de flexibilidade para futuras modificações.

Para garantir o funcionamento do sistema geral do LCP e demonstrar sua eficiência, ainda foram realizados certos testes de bancada, focando principalmente na operação do software de voo e comunicação com a estação terrena, demonstração da potência efetiva das células solares e da autonomia das baterias, assim como as funcionalidades dos sistemas de redundância. Nos itens abordados neste texto, serão descritos o desenvolvimento e as soluções apresentadas para a plataforma desenvolvida, assim como os testes providenciados.

## 2. Estrutura geral e hardware mecânico

A composição e distribuição dos subsistemas do protótipo foram baseadas em estruturas previamente definidas nas especificações e outros projetos de CubeSat que foram desenvolvidos e testados [2][3]. Essencialmente o sistema de um nano satélite deve conter cinco funções, em adição à estrutura mecânica, que então definem a plataforma: Subsistema de alimentação, Dispositivos de telemetria, Subsistema de comunicação, CPU e Controle de temperatura. No caso específico do LCP, o controle de temperatura das baterias foi repassado para o computador central, de forma a simplificar o sistema de controle exigido.

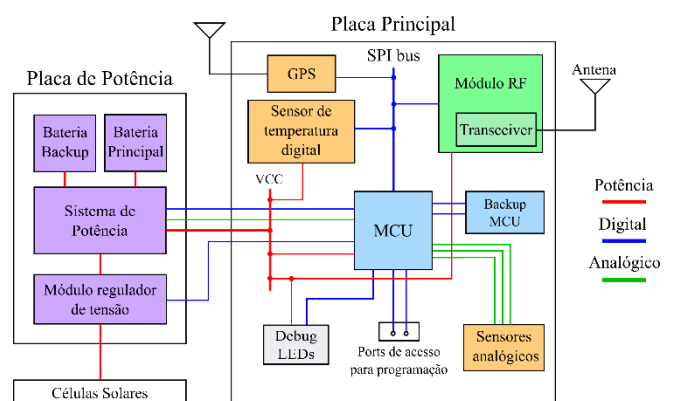


Figura 1: Distribuição dos componentes e subsistemas do LCP.

Na Figura 1 é possível notar a distribuição dos componentes na arquitetura do LCP, compondo os subsistemas básicos da plataforma. A integração dos componentes foi complementada com o desenvolvimento de um frame customizado para o projeto.

A estrutura mecânica foi baseada nos aspectos e definições da NASA em relação ao formato e composição do frame para o CubeSat [4]. O padrão então denomina o tamanho de um único cubo a unidade U, onde um CubeSat 1U, ou 1 cubo, possui 100 milímetros por 100 mm por 100 mm. As demais denominações (2U, 3U) possuem um incremento de 100 mm na altura (eixo z) para cada adição de uma unidade. Estas derivadas do tamanho U, no entanto, requerem invariavelmente que uma de suas faces possua 100 x 100 milímetros, devido ao modo da construção do instrumento de lançamento dos satélites, este denominado Poly-Pico Orbital Deployer ou P-POD, que possui um espaço interno de 100x100x300 milímetros.

Considerando que o frame do protótipo foi desenvolvido com certas adaptações, o design final da estrutura mecânica do LCP acabou por não atender rigorosamente os padrões de altura, denominados pela unidade U. Isso ocorreu por conta das placas solares adquiridas, além da necessidade de utilizar placas PCB maiores para comportar os módulos usados. Em todo caso, as medidas de larguras, sendo as dimensões críticas, mantiveram o padrão de 100 mm de lado, ainda definindo o protótipo na classe de nano satélites. Eventualmente um aumento na classe do protótipo para 2U pode ser considerado para futuras expansões, de forma a manter o protótipo nos padrões requeridos.

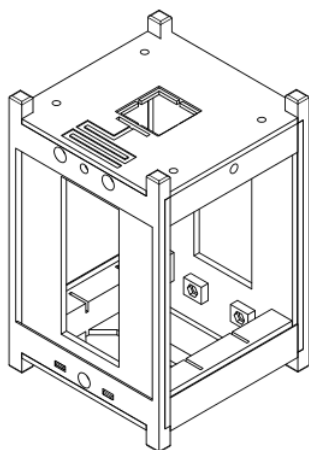


Figura 2: Estrutura mecânica do LCP.

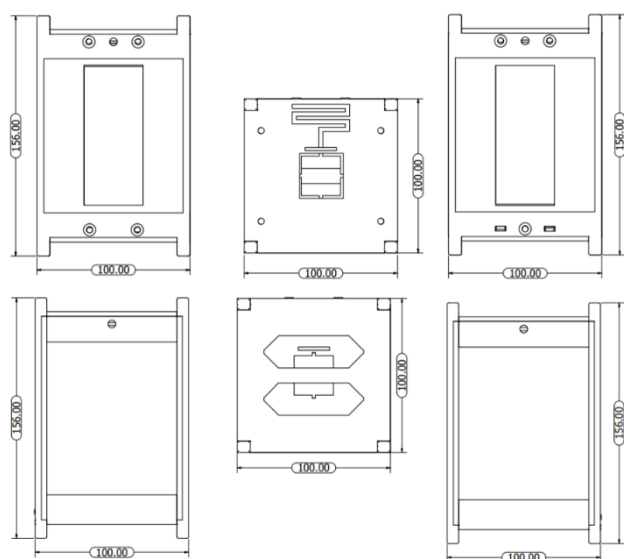


Figura 3: Vista das peças do frame customizado do LCP.

Os suportes das partes eletrônicas nesse design foram feitos de modo em que a montagem fique unificada, além de otimizar o centro de massa do dispositivo e seu espaço interno. Componentes de RF que necessitam ficar na superfície externa do cubo, como as antenas, se encontram em recessos no topo, sendo mantidos presos pelo próprio material. Essa estratégia também foi usada para posicionar as placas solares, que ficam ao centro das áreas laterais, e as placas principais com seus standoffs embutidos, ajudando também na rigidez mecânica do projeto.

O design mecânico em sua totalidade foi confeccionado em impressoras 3D, por sua velocidade de prototipagem combinadas a sua alta precisão, habilitando assim mudanças frequentes de medidas e designs. O material usado para sua composição foi o Tritan HT, um copoliéster 3d fila, possuindo uma alta dureza e resistências a temperaturas, este sendo um outro desvio as recomendações da NASA que indica a construção de sua estrutura por alumínio 7075, 6061, 5005 ou 5052.

### 3. Subsistema de potência

O sistema de potência do LCP consiste em uma junção de quatro placas solares ligadas em paralelo e duas baterias de polímero de lítio, também denominadas Lipo. As partes então foram associadas ao módulo regulador de tensão SunnyBuddy da SparkFun [5], que implementa tecnologia de Maximum Power Point Tracking (MPPT) para maximizar a eficiência das células solares em conjunto com o sistema de baterias.

O módulo então provê as funcionalidades necessárias para o gerenciamento do fornecimento de energia ao sistema principal, de forma a garantir o funcionamento da plataforma. A placa SunnyBuddy também possui circuito de proteção para as baterias inseridas no sistema de potência, sendo de grande importância para a utilização de baterias com lítio em sua composição, visto que uma falha poderia causar sobrecargas, danificando o hardware.

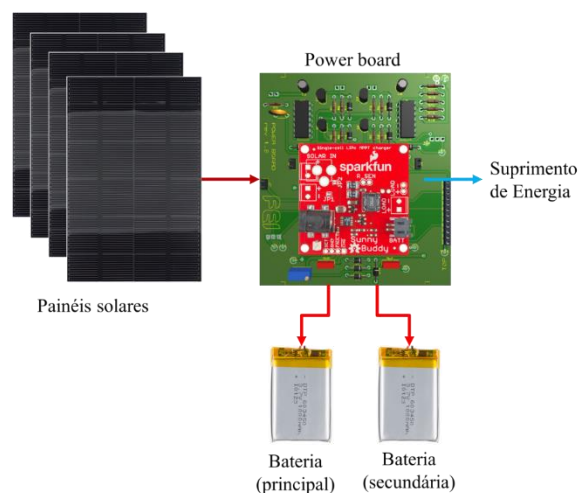


Figura 4: Representação da disposição dos componentes no sistema de potência.

As baterias escolhidas têm carga de 2600mAh, e foram incorporadas na placa de potência por um circuito de troca dedicado, desenvolvido especificamente para a aplicação no LCP. Essa implementação garante o funcionamento em redundância, onde a bateria secundária se encontra em cold

standby, e, caso ocorra uma eventual falha que danifique a bateria principal ou se sua eficiência caia drasticamente se tem a troca para a bateria secundária, assim estendendo a longevidade da bateria assim como a sua resistência a falhas. O circuito ainda disponibiliza ao controlador da estação a possibilidade de atuar remotamente na supervisão e troca das baterias do sistema de potência, elevando a disponibilidade da plataforma.

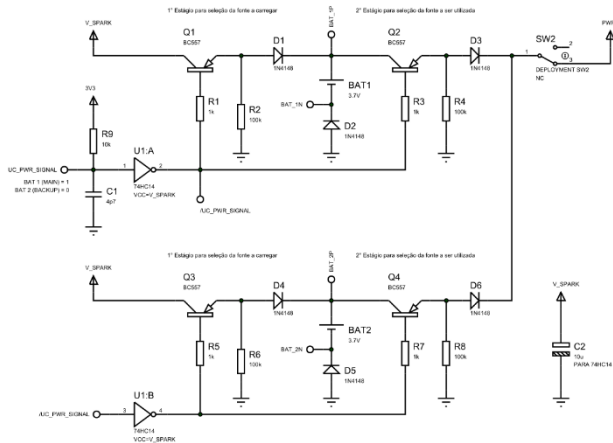


Figura 5: Circuito de troca de baterias.

Dadas as considerações da implementação do sistema de alimentação, a placa PCB foi confeccionada para atender os requisitos de corrente necessário e comportar os módulos usados no sistema com as células solares e as baterias. A Figura 6 ilustra a placa desenvolvida para o LCP com os componentes inseridos. Nota-se ainda que foi utilizado um barramento de pinos para garantir a conexão dos pinos de potência com a placa principal, onde os outros subsistemas e dispositivos se encontram.

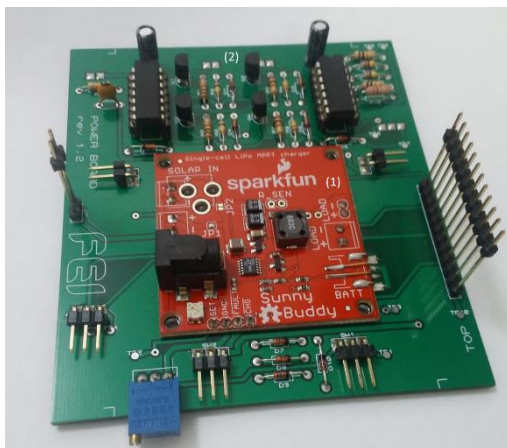


Figura 6: Placa de potência do LCP.

#### 4. Dispositivos de telemetria

Como forma de demonstrar a manutenção e supervisão dos subsistemas agregados no LCP, cinco tipos de sensores foram dispostos: temperatura, pressão, luminosidade, tensão e corrente. O principal componente de telemetria do protótipo é o sensor digital de temperatura BMP280 da Bosch [6], que foi implementado para prover leituras, com precisão de 0,01 °C, da temperatura do ambiente. As leituras e a programação desse dispositivo são realizadas pela interface serial do sensor, através de um barramento SPI (em concordância com a arquitetura computacional do LCP). O

BMP280 ainda prove leitura de pressão do ambiente, sendo um complemento interessante para a avaliação das condições de operação do protótipo nos testes.

Além do sensor digital, um sensor de corrente e outro de tensão foram usados para monitorar o comportamento do sistema, em específico das condições da placa de potência. Esses sensores providenciam leituras analógicas ao computador central do nível de tensão fornecido à placa principal e a corrente de operação, e tem relevância na garantia da integridade dos componentes usados na alimentação. Além disso, as baterias da placa de potência são monitoradas com sensores analógicos de temperatura (NTC), de forma a os controladores da estação no solo as condições de operação.

O subsistema de telemetria ainda foi complementado com a inserção de sensores de luminosidade (LDR) nas laterais do cubo, de forma a identificar as regiões com maior intensidade luminosa. Esses sensores têm relevância pois disponibilizam dados de luminosidade que podem ser computados para uma análise estatística do comportamento de carga das baterias. Os dados de luminosidade então fazem parte do Payload do LCP.

Finalmente ainda foi avaliado o uso de um sistema de GPS em conjunto com o módulo de comunicação, adicionado mais informações relevantes no link com as estações. O GPS então foi adicionado à plataforma como complemento do Payload disponibilizado.

#### 5. Subsistema de comunicação

O módulo de comunicação do CubeSat compõe o subsistema mais crítico do projeto, considerando que seu funcionamento deve prover uma comunicação estável e robusta com as estações, além de permitir o envio de uma taxa considerável de dados de forma a atender a composição do payload da plataforma [7]. Para o sistema de comunicação do LCP, sua composição foi modelada para o uso de um transceiver LoRa de baixo consumo SX1276, da Semtech [8][9]. O rádio está presente em um módulo wireless da NiceRF, otimizado para operação em 915 MHz [10]. Além da estrutura de RF, o módulo usado facilita a integração desse subsistema com o computador central do LCP, visto que o componente disponibiliza uma interface de acesso serial aos registradores do SX1276, através de um barramento SPI, assim como o sensor digital do subsistema de telemetria.

Com isso, os parâmetros do rádio são definidos com a escrita nos registradores do SX1276, através desse barramento serial; em adição, os dados da comunicação também são transmitidos pelo SPI, usando uma fila FIFO no DFE do rádio para garantir a eficiência do transceiver na composição e envio dos pacotes, assim como no recebimento e informe da chegada de mensagens.

Para a comunicação do LCP, o rádio foi configurado com a maior potência de transmissão, em 20 dBm, além do uso do modem FSK do transceiver. A taxa padrão de transmissão foi estabelecida para 4,8 kbps, com separação de portadoras em 5 kHz. Nessa configuração, portanto, a sensibilidade esperada então se mantém em torno de -110 dBm, permitindo um alcance considerável para a comunicação do protótipo.

Além dos parâmetros de transmissão do rádio, o SX1276 permite o envio das informações em diferentes formatos. O link com as estações remotas foi implementado usando um protocolo com pacotes de tamanho fixo em 64 bytes. Nesse pacote ainda foi habilitado a implementação de um código de correção de erros CRC pelo transceiver, além da utilização de uma palavra de sincronização e redundância 4/5. Com isso a comunicação entre os rádios foi mantida com considerável robustez e taxa de transmissão de dados.

Em complemento com o pacote do SX1276 o LCP ainda usa um protocolo de acesso de link. Devido ao tempo disponível para desenvolvimento do software, foi decidido utilizar uma implementação própria do protocolo de link de acesso AX.25 [11], extraindo as características principais de sua estrutura, e adaptando certos aspectos para o subsistema de comunicação do LCP. Dessa forma, a camada de acesso permite o envio de endereços, bytes de controle e supervisão, além de números sequenciais nas mensagens, atribuindo boa confiabilidade ao link do protótipo com as estações remotas. Na figura a seguir está exemplificado uma sequência de mensagens padrão no link, ilustrando a organização das numerações das mensagens a partir do protocolo AX.25 adaptado.

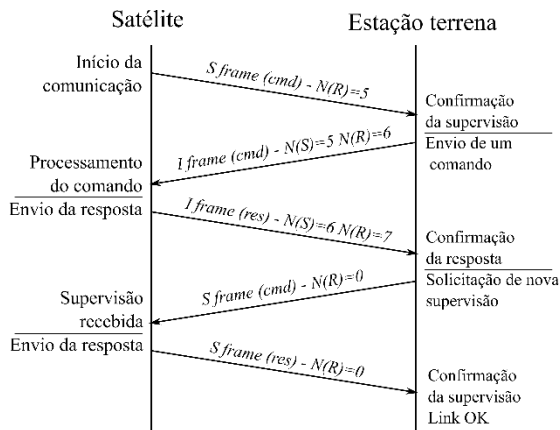


Figura 7: Diagrama de sequência de mensagens trocadas no link de comunicação entre o LCP e a estação terrena.

No contexto da comunicação do LCP, ainda foi elaborado uma série de funções adicionais, sendo inseridas no espaço de informação disponível no frame do protocolo de acesso. Um segundo protocolo então foi implementado (LCP Application Protocol, LAP), providenciando uma camada de aplicação à plataforma. Essas funções extras permitem a obtenção das informações do satélite, leituras de sensores, monitoramento do sistema de potência, além de uma função de envio de mensagens de texto entre estações remotas.

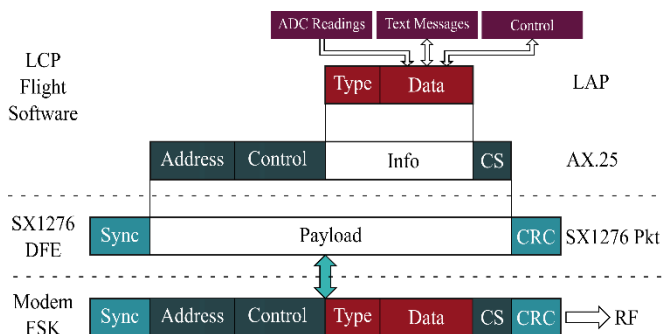


Figura 8: Divisão das camadas de comunicação o LCP.

Na Figura 8 então é ilustrado o desenvolvimento das camadas de comunicação do protótipo, considerando em última instância a camada física do sinal modulado em FSK e transmitido em RF.

Nota-se ainda na figura que as camadas inferiores são implementadas no hardware do módulo de comunicação usado, ao passo que as camadas superiores da comunicação são resolvidas pelo software de voo do LCP. Com isso a supervisão e comunicação do dispositivo em operação é garantida, considerando que o protótipo envia mensagens regularmente às estações. Da figura ainda é possível notar, ao final do processo, a estrutura final do pacote; que então deve ser modulado em FSK pelo transceiver e enviado às estações.

Como complemento ao hardware do rádio, uma antena monopolo foi adquirida para inserção na face superior externa do cubo, de forma a maximizar o ganho. Essa antena ainda possuiu dimensões reduzidas e montagem de forma plana, facilitando sua inserção no frame do LCP.

## 6. Computador central e software de voo

Como componente central de controle da plataforma, o LCP faz o uso de um microcontrolador, inserido em uma arquitetura de computação em estrela [3], mantendo o Computador de bordo como dispositivo central, ligado aos subsistemas periféricos. O MCU usado no projeto foi escolhido considerando as grandes restrições de consumo de corrente, além da necessidade das interfaces seriais e conversores ADC, de forma a contemplar todas as necessidades da arquitetura estabelecida para o protótipo.

O componente escolhido foi então o modelo RL78 R5F100LG, da fabricante Renesas [12][13]. Esse MCU é da família Ultra Low Power de microcontroladores, e possuiu características computacionais razoáveis para o desenvolvimento e testes da plataforma, como: RAM de 12 kB e memória flash programável de 128 kB, mantendo um consumo de corrente de 4,6 mA na operação normal. Como forma de garantir a confiabilidade do sistema de controle, essa CPU foi instalada com um segundo RL78 em redundância, de forma que caso ocorra uma falha no computador principal, o MCU de backup passa a atuar no controle do sistema.

Da interface do RL78 serão usados ainda um canal serial da Serial Array Unit (SAU) para o SPI da plataforma, e 10 canais ADC para o uso dos sensores analógicos disponíveis.

Considerando a disponibilidade do sistema de computação, o software de voo foi desenvolvido para garantir a manutenção dos dispositivos, o controle dos sistemas e a comunicação do satélite. A linguagem C de programação foi amplamente usada no projeto, em conjunto da plataforma de desenvolvimento IAR IDE [14], específica para os microcontroladores da família RL78.

O software de voo então contempla um driver desenvolvido para configuração e controle do SX1276, um driver para implementação do protocolo de acesso AX.25, um driver para os sensores e dispositivos de telemetria e uma máquina de estados geral (FSM). A FSM implementada então tem o propósito de realizar as chamadas das funções dos drivers realizando as transições dos estados na comunicação (transmitindo ou recebendo) além de manter a



supervisão do funcionamento dos sistemas. Os estados definidos na FSM são ilustrados na figura a seguir:

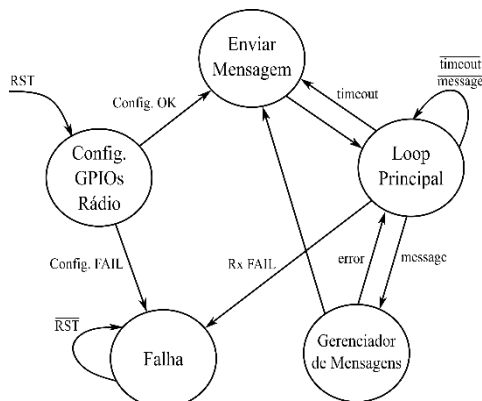


Figura 9: FSM do software de voo do LCP.

O software, em sua operação normal, inicia o sistema com a configuração dos registradores e periféricos ligados ao computador central (timers, ADCs, canais seriais e interrupções do RL78), além da habilitação dos GPIOs do MCU e a configuração geral dos parâmetros do rádio. Caso essa operação falhe, o sistema é levado a um estado de falha crítica, desabilitando as funções de controle até que um reset externo seja executado. No caso de as configurações serem realizadas com sucesso, o software deve então passar para o estado de envio de mensagens, transmitindo o primeiro comando de supervisão, o que indica as estações que o satélite está pronto para operar. Após o envio dessa primeira mensagem, a máquina de estados passa para o loop principal, onde o rádio é configurado para o modo receptor, aguardando os comandos da estação.

Nesse estado, um contador é ativado, realizando um incremento a cada um segundo, onde, em paralelo, o software verifica a integridade dos sistemas de alimentação. Quando o contador do loop atinge um valor determinado (timeout), uma mensagem de supervisão é automaticamente gerada, identificando que o dispositivo ainda se mantém ativo. Caso ocorra uma falha ou mal funcionamento na alimentação do sistema, a placa da Sparkfun informa o controlador central, que altera o conteúdo das mensagens regulares em sua rotina de supervisão, possibilitando aos controladores que atuem na plataforma com o envio de comandos de controle de hardware.

Em outro caso, onde o sistema ainda está no loop principal, o rádio pode receber uma mensagem proveniente de uma estação. Nessa situação, a máquina de estados é informada através de uma interrupção de hardware (sinal gerado por pinos digitais da interface do SX1276), que identifica o recebimento de um pacote pelo rádio. Assim, o loop é interrompido e a FSM passa para o estado gerenciador de mensagens. Nesse estado, o sistema faz a leitura dos bytes da FIFO do SX1276, recuperando a mensagem recebida e identificando o comando da camada de aplicação. Para tanto, a decomposição das camadas de comunicação competentes ao software é realizada em tempo de operação. Após a identificação, o sistema deve providenciar o conteúdo adequado para a resposta a estação de origem da mensagem. Ao término do processamento do estado gerenciador de mensagens, o sistema altera o rádio para o modo transmissor, e envia a resposta às estações. No caso e requisição de leituras ou outros comandos da camada

de aplicação que exijam a atuação do LCP, o dispositivo então executa a ação recebida antes de retornar ao loop principal, sendo necessário em alguns casos, executar a tarefa antes do envio da resposta.

O software desenvolvido então implementa as funcionalidades básicas de supervisão e controle na plataforma, garantindo a disponibilidade e confiabilidade do sistema em órbita.

Com a correta disposição dos subsistemas apresentados, a placa principal do LCP foi desenvolvida de forma a comportar o sistema computacional, os dispositivos de telemetria e o módulo de comunicação, permitindo a programação do MCU e proporcionando as conexões com os outros dispositivos (barramento SPI, sinais digitais e analógicos). A placa ainda deve conter dois circuitos de casamento de impedâncias, de forma a rotear o sinal em RF da saída do transceiver do SX1276 para o conector da placa ligado à antena principal, assim como o sinal da antena do GPS para o conector do módulo.



Figura 10: Placa principal do LCP.

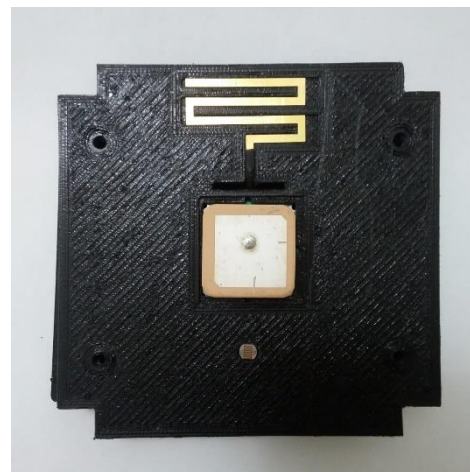


Figura 11: Sistema de antenas conectadas à placa principal (antena do GPS ao centro, antena monopolo para o LoRa 915 MHz na parte superior).

## 7. Integração e testes

Com a produção e configuração do hardware e software da plataforma definidas, o LCP passou para o estágio de montagem e integração. As placas então foram associadas

ao frame com as devidas ligações e interconexões. As figuras a seguir ilustram o processo de montagem do LCP.

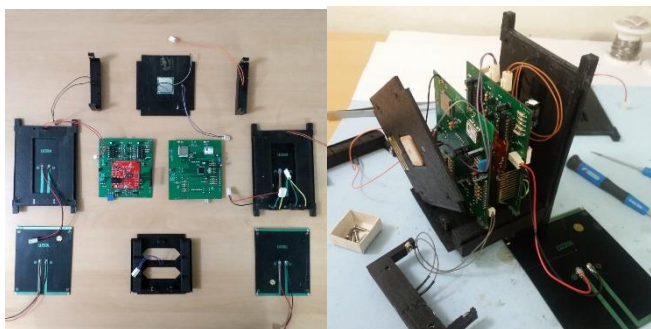


Figura 12: Esq. peças separadas do frame e placas PCB. Dir. inserção das placas no frame e conexão com as placas laterais

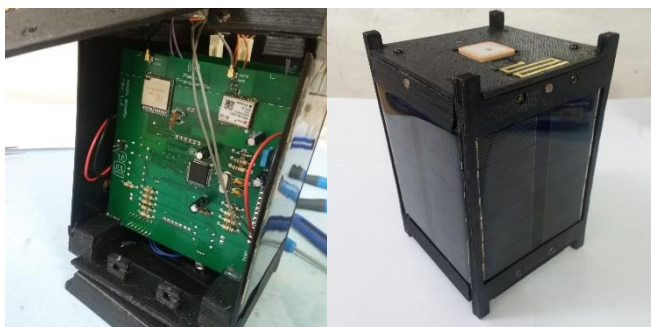


Figura 13: Esq. vista interna da fixação da placa principal. Dir. montagem final do LCP.

A montagem dos componentes requerer certo cuidado no roteamento das conexões com as placas laterais do cubo, considerando que o cabeamento foi disposto nos espaços laterais recuados. Assim, a placa de potência se mantém ligada às quatro células solares posicionadas nas laterais. A placa principal é ligada por um barramento de pinos à placa de potência, providenciando os sinais de terra e VCC, além de pinos digitais e analógicos para a integração do subsistema de potência com o sistema de controle do computador de bordo e software de voo.

Como teste inicial foram avaliados os parâmetros de autonomia, considerando o consumo de corrente pelos dispositivos operando. Deve ser levado em conta ainda os valores de disponibilidade de fornecimento de energia pelas placas solares, definido os ciclos de carga e descarga das baterias. Dessa forma, a composição da plataforma apresentou o seguinte comportamento:

Parâmetro avaliado	Valor
Consumo de corrente no modo receptor	75,0 mA
Consumo de corrente no modo transmissor	150 mA
Consumo médio no tempo (10 s em Rx / 0,5 s em Tx)	78,6 mA
Carga total da bateria	2600 mAh
Corrente fornecida pelas células solares	112 mA
Autonomia da bateria em operação padrão	31,8 h

Tabela 1: Parâmetros do sistema de potência obtidos nos testes da plataforma.

Com os dados da tabela é possível avaliar a disponibilidade do sistema, concluindo sobre a autonomia do dispositivo, que se manteve coerente com o esperado para o projeto do subsistema de potência. Como forma de aprimorar a plataforma, placas solares com maior eficiência,

além de baterias com maior carga pode ser facilmente integrada ao hardware, de forma a substituir os componentes simplificados usados na primeira versão do LCP.

Para uma segunda avaliação, o software foi testado estabelecendo a comunicação com a estação remota. A configuração das estações foi definida com o uso de um hardware mais potente em relação ao sistema computacional do LCP. Foi implementado um sistema baseado na plataforma Raspberry Pi, usando o modelo Pi Zero W, em conjunto com o módulo LoRa 915 MHz. Para a configuração dos parâmetros do rádio nessa plataforma, um software em Python foi desenvolvido, e estrutura composição espelha o funcionamento do protótipo, implementando configurações idênticas ao usado no LCP.

Além disso um hardware simplificado também foi desenvolvido para a aplicação da estação (Shield para comportar o rádio e um barramento compatível com a disposição dos pinos da RaspberryPi). Para o rádio da estação, uma segunda antena foi testada para o módulo LoRa foi testada (dipolo curto), de forma a avaliar outras possibilidades de hardware para o protótipo.

Assim, foi possível estabelecer o link de rádio, enviando e recebendo mensagens de supervisão e controle. Apesar das configurações desenvolvidas para o RaspberryPi, os testes iniciais foram realizados com um OrangePi, sendo um dispositivo similar.



Figura 14: Configuração da estação remota para os testes de comunicação com o LCP.

As ilustrações seguintes mostram a interface da estação remota do projeto, sendo usado o sistema operacional do RaspberryPi (Linux) para gerar o texto. Com essa montagem então é possível enviar comando diretamente dessa interface, que exibe as mensagens recebidas do satélite, ao passo que as camadas de acesso e aplicação também são inseridas no software da estação, recuperando os dados enviados pelo LCP.

```
>>> lcp.send_sensor_read ()
INFORMATION FRAME SENT: REQUEST SENSOR READINGS
SEQUENCE NUMBER N(R): 0x2
WAITING FOR REPLY...

MESSAGE RECEIVED (RESPONSE)
REPLY OF INFORMATION FRAME FROM: FEILCP | SEQUENCE N(S): 0x2 |
SENSORS READING REPLY: NTC0 0x0 | NTC1 0x0 | LDR0 0x0 | LDR1 0
BMP280 Temp: 19.42 C
BMP280 Pres: 92826.49 Pa | 696.26 mmHg
TIME TO RESPOND: 73.3 ms
RECEIVED SIGNAL STRENGTH INDICATION: - 69.0 dBm
*****
```

Figura 15: Comando de leitura de sensores.

O comando exemplificado na Figura 15 mostra o envio de uma requisição ao LCP, e a resposta recebida na interface da estação. Dos dados obtidos nota-se as leituras de temperatura e pressão do sensor digital usado (sensores analógicos e o GPS estavam desabilitados nesse teste). Os resultados na interface então apresentam a capacidade de controle e supervisão da plataforma desenvolvida, visto que para se obter as leituras, o LCP deve desempacotar a mensagem enviada, processar o tipo de comando e atuar na reconfiguração do software. Além dessas funções para se obter as leituras, o sistema deve acessar os registradores do BMP280 e obter as leituras binárias através do barramento SPI, sendo que ao final desse processo, o software de voo irá montar frames do protocolo AX.25 adaptado e enviar a sequência de bytes para o rádio, que irá empacotar e transmitir a resposta. Esse comando então demonstra todo o processo de controle de software e hardware feito pelo protótipo, e acionado remotamente pela estação com o envio de comandos desenvolvidos para o link.

```
>>> 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
*****
```

Figura 16: Comando de envio de mensagens de texto.

Na Figura 16 outro tipo de comando é demonstrado, onde uma mensagem de texto foi originada na estação de endereço 'FEIBS', e destinada para o mesmo endereço. Da interface é possível notar dois recebimentos na estação, o primeiro é uma Resposta proveniente do LCP identificando que o Comando enviado foi processado (string "ACK"). Em seguida, a estação recebe a retransmissão da string de texto enviada, confirmando a função de comunicação ponto a ponto estabelecida na plataforma.

Além das funcionalidades e dados dos comandos, a interface ainda disponibiliza informações relevantes do link, como o tempo de resposta do módulo (121,8 ms em 4,8 kbps) e a intensidade do sinal recebida na estação (-66 dBm). A estrutura dos frames da camada de acesso também fica disposta na interface, mostrando os endereços dos dispositivos que originaram as mensagens, além do número sequencial de controle dos frames, garantindo maior confiabilidade na comunicação.

Dos resultados da capacidade de comunicação, foram extraídos os parâmetros máximos de sensibilidade e taxa de transmissão, esses então sendo, respectivamente, - 96 dBm e 19,2 kbps. Portanto, o módulo de comunicação, além do software de voo se mostraram consistentes com o esperado para o link com o satélite, garantindo uma comunicação estável e com taxas razoáveis de transmissão de bits e um alcance considerável para o rádio usado.

## 8. Conclusões

O desenvolvimento da plataforma do LCP agregou diversos conceitos usados em projetos da área espacial, de

forma que o aprendizado sobre os processos de produção e desenvolvimento proporcionaram a construção de um possível protótipo para futuras aplicações espaciais no Brasil.

Além disso, as implementações foram direcionadas à entrega de uma plataforma confiável e flexível, permitindo sua evolução em versões futuras. O resultado obtido com os subsistemas adaptados ainda 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.

As soluções concebidas no protótipo ainda proporcionaram a abordagem da estrutura e distribuição dos subsistemas de forma particular para o LCP, garantindo uma implementação inovadora, dentro dos limites da capacidade computacional do hardware, do orçamento e da experiência da equipe de produção.

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.

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. Com isso, o LCP pode futuramente estabelecer um ponto de partida para novos modelos de CubeSat desenvolvidos no Brasil.

## 9. Referências

- [1] NASA. **CubeSat 101**: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers. 2017.
- [2] KHERRAS, A.; ADDAIM, A.; ZANTOU, El B. **Design of Low-cost Telecommunications CubeSat-class Spacecraft**. Morocco, 2010.
- [3] PALMINTIER, B. et al. **A Distributed Computing Architecture for Small Satellite and Multi-Spacecraft Missions**. Santa Clara, 2002.
- [4] NASA. **CubeSat Design Specification**. Rev. 13. 20 de fevereiro, 2014.
- [5] 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.



- 
- [6] BOSCH. **BMP280 Digital Pressure Sensor**. Datasheet, revisão 1.14. 5 de maio, 2015.
- [7] HENDERSON, P. B. **High Data Rate Radio Transmitter for Cube Satellites**. Logan, 2009.
- [8] SEMTECH. **SX1276/77/78/79 - 137 MHz to 1020 MHz Low Power Long Range Transceiver**. Datasheet. 5 de agosto, 2016.
- [9] SEMTECH. **AN1200.19: SX127x Refence Design Overview**. Application Note. Revisão 2, dezembro 2014.
- [10] NICERF. **Lora1276: 100mW Long Range Spread Spectrum Modulation Wireless Transceiver Module**. Product Datasheet v2.0. 2016.
- [11] BEECH, W. A.; NIELSEN, D. E.; TAYLOR, J. **AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio**. Version 2.2. 1998.
- [12] RENESAS. **RL78/G13 User's Manual: Hardware**. Rev.3.20. julho de 2014.
- [13] RENESAS. **RL78/G13 RENESAS MCU**. Datasheet. Revisão 3.40. 31 de maio, 2018.
- [14] 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.
- [15] ALMEIDA, A. T. **Planar Antennas For CubeSat Missions**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica). Técnico Lisboa, 2018.
- [16] BALANIS, C. A. **Antenna Theory: Analysis and Design**. 4. ed. New Jersey, 2016.
- [17] CHANDRASHEKAR, S. **Thermal Analysis and Control of MIST CubeSat**. DEGREE PROJECT IN SPACE TECHNOLOGY. Estocolmo, 2016.
- [18] FAGUNDES, I. F. **Desenvolvimento de Uma Estação Terrena (ET) Para o Nano Satélite Científico Brasileiro - NANOSATC-BR**. Santa Maria, junho de 2009.
- [19] INPE. **Montagem, Integração e Testes de Satélites**. Disponível em:  
<[http://www.lit.inpe.br/pt-br/montagem\\_integracao\\_e\\_testes\\_de\\_satelites](http://www.lit.inpe.br/pt-br/montagem_integracao_e_testes_de_satelites)>. Acesso em 27 de abril, 2020.
- [20] LATHI, B. P.; DING, Z. **Sistemas de Comunicação Analógicos e Digitais Modernos**. 4. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2012.
- [21] MURDOCCA, M.; HEURING, V. **Principles of Computer Architecture**. 1999.
- [22] RICHHARIA, M. **Satellite Communication System: Design Principles**. 2. ed. 1999.
- [23] SEDRA, A. S.; SIMTH, K. C. **Microeletrônica**. 4. ed. São Paulo: Pearson, 2005.