

+++
+++

PEQUENOS

SATÉLITES:

GRANDES

POSSIBILIDADES



+++
+++
+++
+++



Pequenos Satélites: Grandes Possibilidades

Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI

Vol 1 - Novembro/2022
ISBN nº 978-65-00-52998-2



Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



Copyright © Agência Espacial Brasileira, autarquia vinculada
ao Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações (MCTI) e
Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI (2022).

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)
(Câmara Brasileira do Livro, SP, Brasil)

Pequenos satélites : grandes possibilidades
[livro eletrônico] : olimpíadas brasileira de
satélites MCTI : vol 1. -- 1. ed. --
São Carlos, SP : Ed. dos Autores, 2022.
PDF.

Vários autores.
Vários organizadores.
Bibliografia.
ISBN 978-65-00-52998-2

1. Educação 2. GPS (Sistema de navegação)
3. Satélites artificiais brasileiros 4. Satélites
artificiais em sensoriamento remoto
5. Telecomunicações.

22-128577

CDD-520

Índices para catálogo sistemático:

1. Astronomia 520

Aline Grazielle Benitez - Bibliotecária - CRB-1/3129

.

"Você pode ser tudo que você quiser na vida, desde que você estude, trabalhe, persista, e sempre faça mais do que esperam de você!"

– Astronauta Marcos Pontes

Conteúdo

■	Agradecimentos	xiii
■	Prefácio	xiv
	Mensagem do Ministro de Ciência, Tecnologia e Inovações	xiv
	Mensagem do Senador Astronauta Marcos Pontes	xv
	Mensagem do Secretário de Articulação e Promoção da Ciência	xvi
	Mensagem do Presidente da AEB/MCTI	xvii
	Mensagem do Diretor do INPE/MCTI	xviii
	Mensagem do Diretor de Popularização da Ciência do MCTI	xix
	Mensagem da Coordenadora de Popularização de CTI do MCTI	xx
	Mensagem do Coordenador da LABRE/AMSAT-BR	xxi
	Mensagem dos Coordenadores do Projeto Zenith	xxii
	Mensagem do Coordenador da OBSAT/MCTI	xxiii
■	Sobre este ebook	xxiv
1	Introdução	1
1.1	Introdução	1
1.2	Missões e aplicações de satélites	3
1.2.1	Sensoriamento remoto da Terra	4
1.2.2	Anomalia Magnética da América do Sul - AMAS	4
1.2.3	Telecomunicações	5
1.2.4	Astronomia	5
1.2.5	Experimentos em microgravidade	5
1.2.6	Localização global (GPS)	6
1.3	O ambiente espacial	6
1.4	Requisitos de missão	7

1.5	Órbita	7
1.5.1	Geoestacionária (GEO / <i>Geosynchronous Earth Orbit</i>)	7
1.5.2	Órbita Terrestre Baixa (LEO / <i>Low Earth Orbit</i>)	7
1.6	Arquitetura de pequenos satélites	8
1.6.1	Eletrônica e software embarcado	9
1.6.2	Mecânico e térmico	10
1.7	Lançamento	10
1.8	Integração e testes	10
1.8.1	Ensaaios de vibração e choque	11
1.8.2	Ensaaios climáticos e térmicos	11
1.8.3	Ensaaios acústicos	11
1.8.4	Ensaaios de EMI/EMC	11
1.9	Operações de satélites	12
1.10	Estudo de caso: Tancredo-1/ UbatubaSat	12
1.11	Estudo de caso: PION-BR1	13
	Referências	15

2 Projeto estrutural e térmico 17

2.1	Introdução	17
2.2	Carregamentos nas fases de lançamento e de órbita em regime	18
2.3	Projeto estrutural	19
2.3.1	Requisitos para integração ao lançador	19
2.3.2	Lançadores e carregamentos estruturais	20
2.3.3	Materiais e estrutura	21
2.3.4	Simulações e testes	23
2.3.5	Projeto estrutural e CubeSats	25
2.4	Projeto térmico	26
2.4.1	Carregamentos térmicos	27
2.4.2	Soluções para o controle térmico	29
2.4.3	Modelos térmicos	30
2.4.4	Testes térmicos	32
	Referências	34

3	Lançamento	35
3.1	Introdução	35
3.1.1	Newton & Movimento	39
3.1.2	Movimento & Energia	40
3.1.3	Energia & Espaço	41
3.2	Por que um foguete?	42
3.2.1	Química & Física	43
3.2.2	Acertando a mira	44
3.3	Limites do foguete	45
3.3.1	Foguetes brasileiros	46
3.3.2	Newton & Foguetes	48
3.4	A escolha do meio de transporte	50
3.4.1	Sobreviver ao lançamento	51
3.5	Conclusão	53
	Referências	54
4	Comunicações	56
4.1	Introdução	56
4.2	Aspectos regulatórios	57
4.2.1	Missões radioamadoras e educacionais	57
4.2.2	Missões experimentais e pesquisa	58
4.2.3	Missões comerciais	59
4.2.4	Licenciamento da estação espacial e estação de solo	59
4.3	Aspectos técnicos	60
4.3.1	Faixas de frequências	61
4.3.2	Enlaces de rádio	61
4.3.3	Estação de solo para controle da missão	62
4.3.4	Estações de solo para monitoramento	66
4.4	Participação da comunidade de radioamadores	67
	Referências	68
5	Gestão de dados e operação	70

5.1	Introdução	70
5.2	Definição dos objetivos da missão	71
5.3	Definição de requisitos e restrições da missão	71
5.4	Arquitetura de missão	71
5.4.1	Telecomando	75
5.4.2	Telemetria	75
5.4.3	Telemetria <i>housekeeping</i>	75
5.4.4	Arquitetura de comunicação	76
5.5	Gestão de Dados	76
5.5.1	Autonomia a bordo	78
5.6	Operação	79
5.6.1	Preparação da operação	80
5.6.2	Execução da operação	80
5.7	Discussão	81
5.8	Conclusão	82
5.9	Saiba mais	83
	Referências	83

6 Sondas estratosféricas 85

6.1	Introdução	85
6.2	A atmosfera terrestre	86
6.2.1	Troposfera	86
6.2.2	Tropopausa	87
6.2.3	Estratosfera	87
6.3	O Espaço Próximo (<i>Near Space</i>)	88
6.4	Os balões estratosféricos	88
6.5	Sondagens meteorológicas	89
6.5.1	O balão	90
6.5.2	A radiossonda	90
6.6	Radioamadores e as radiossondas	91
6.6.1	Caça à raposa	92
6.7	Rastreamento das radiossondas meteorológicas	93
6.7.1	Indo além das radiossondas meteorológicas	97

6.8 Sonda Zenith	98
Referências	99

7 OBSAT/MCTI - Lançamentos regionais 100

7.1 Introdução	100
7.2 Tatuí - SP	101
7.3 Santa Maria - RS	101
7.4 Rio de Janeiro - RJ	105
7.5 Natal - RN	108
7.6 Demais eventos regionais	110

Agradecimentos

Este ebook é o resultado do trabalho de muitas pessoas empenhadas em tornar mais acessível o conhecimento de temas relacionados a satélites. Dessa forma, fica aqui o nosso agradecimento a todos que colaboraram para tornar este projeto uma realidade.

Destacamos e agradecemos o apoio do Governo Federal, por meio do Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações (MCTI) e suas unidades vinculadas (AEB e INPE).

Também destacamos e agradecemos o apoio institucional da Universidade Federal de São Carlos (UFSCar) por meio de sua pró-reitoria de extensão (ProEx), do Departamento de Computação (DC) e Fundação de Apoio Institucional da UFSCar (FAI), da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC) da Universidade São Paulo (USP), do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), da sempre parceira Liga de Amadores Brasileiros de Radio Emissão (LABRE) e de toda equipe da Agência Espacial Brasileira (AEB).

Deixamos um agradecimento especial à toda equipe da Secretaria de Articulação e Promoção da Ciência (SEAPC), do Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações, uma vez que a Olimpíada de Satélites nasceu ali, por iniciativa da então Secretária de Estado Christiane Gonçalves Corrêa e do Ministro Astronauta Marcos Pontes.

Registramos também nossos agradecimentos a todos que apoiaram o projeto das mais diferentes formas: Zeily Teles de Carvalho, Silvana Copceski Stoinski, Marilene Barroso, Roberto Freitas, Hendew Pablo, Gerson Martins, Roziane Barbosa, Marcelo Ferro Garzon, Targino de Araújo Filho, Ducinei Garcia, Alexandre Bueno, Ana Beatriz de Oliveira, José Luis Doricci, Hamilton Vinicius Duque de Sousa, Natalia Carolina dos Santos, Patricia Villar Martins, Prof. Patrick Martins Menengazi, Leonardo Souza, Amelia Naomi Onohara, Victor Baptista, Leonardo Souza, Nádia Bandeira Sacenco Kornijezuk, Paulo Eduardo Vasconcellos e muitos outro(a)s colegas que contribuíram, mas não citamos aqui.

Nosso muito obrigado!



Prefácio

Mensagem do Ministro de Estado de Ciência, Tecnologia e Inovações

Ao fomentar a criação de uma Olimpíada Brasileira de Satélites o Ministério de Ciência, Tecnologia e Inovações denota sua convicção na importância do setor aeroespacial para o desenvolvimento tecnológico do país e também sua crença na capacidade de nossos jovens estudantes, os futuros profissionais deste setor, a indústria de maior valor agregado, dentre todas.

Ao compartilhar esta visão de futuro, e investir decisivamente nela, o MCTI reforça sua contribuição na geração de recursos humanos estratégicos para o país, a longo prazo.

Nosso mais sincero desejo que a OBSAT/MCTI continue a crescer, encantando mais e mais estudantes em todo o Brasil, semeando e cultivando sonhos, colaborando de forma intangível para nosso progresso.



—
Paulo Cesar Rezende de Carvalho Alvim

Ministro de Estado da Ciência, Tecnologia e Inovações

Mensagem do Senador Astronauta Marcos Pontes

“Me senti uma cientista da NASA”

Esta foi a fala da Karina, de 14 anos de idade, participante da primeira edição da Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI, e é uma pequena amostra de que quando damos a oportunidade para as pessoas, os resultados não têm limites.

Quando entrego as medalhas para participantes desta e outras Olimpíadas Científicas, é gratificante ver o brilho no olhar de cada um deles e o entusiasmo dos pais e professores.

Os pequenos satélites vêm popularizando cada vez mais o acesso ao espaço: não apenas para empresas, grupos de pesquisa e agências espaciais, mas também para iniciativas educacionais e projetos de escolas e universidades.

Este ebook mostra o potencial do desenvolvimento de soluções usando CubeSats e CanSats, já com diversos resultados concretos obtidos em pouco tempo.

As iniciativas do MCTI e da AEB/MCTI são exemplos dos investimentos do governo Jair Bolsonaro nos jovens talentos brasileiros.



—
Marcos Cesar Pontes

Ministro de Estado da Ciência, Tecnologia, Inovações e Comunicações (jan/19 - mar/22)

Engenheiro Aeronáutico, Piloto de Testes e Astronauta NASA Classe 98

Senador da República pelo Estado de São Paulo

Mensagem do Secretário Nacional de Articulação e Promoção da Ciência Substituto do MCTI

AO INFINITO E ALÉM!

Parodiando uma famosa frase de um personagem de um filme da Disney destaco que a obstinação positiva transforma sonhos em realidade. Nesse espírito destaco o trabalho que é realizado pela organização da Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI – OBSAT.



Pude, em grandes oportunidades, conhecer o trabalho que é realizado por todos, principalmente na transmissão de conhecimento que abrange o Universo: da física para matemática, de astronomia à engenharia e, o mais importante, das relações humanas em trocar a experiência dos professores pela vontade de aprender de alunos e voluntários.

No MCTI pudemos aprofundar sobre o assunto e em nossa Secretaria de Articulação e Promoção da Ciência - SEAPC/MCTI conseguimos ampliar o alcance e efetividade desta iniciativa dentro de um contexto de fortalecer ações em andamento e conjugá-las em outras políticas públicas que partiam do Espaço Sideral e Universo para despertar a vontade em jovens, crianças e adolescentes o interesse em seguir suas carreiras e vidas para essas áreas. **Acho que fomos exitosos nessa missão!**

E num contexto social que integra o real e o virtual por meio da imersão pelas redes sociais digitais percebemos que nossos jovens estão conectados em mostrar para o mundo suas conquistas como o lançamento de satélites e também os encontros regionais com prêmios, medalhas, interação e troca de conhecimento. Um exemplo é o já famoso encontro em “Cabo Canavial” que pudemos conhecer no interior de São Paulo, dentre outros.

É instigando para o desafio que descobrimos novos caminhos e a OBSAT/MCTI se demonstra como grande ferramenta para vocacionar jovens e transformar sonhos em realidade, em muitos casos, a única oportunidade que alguém possa ter para mostrar seu potencial, talento e construir um futuro melhor para si, família e para o Brasil.

Per aspera ad astra. (Pelas dificuldades, aos astros)

—
CARLOS ROGÉRIO ANTUNES DA SILVA

Secretário Nacional de Articulação e Promoção da Ciência Substituto do MCTI
Membro do Comitê de Comunicação Integrada para o Programa Espacial Brasileiro –
ComunicaEspacial da Presidência da República

Mensagem do Presidente da AEB/MCTI

Já se tornou comum dizer que o espaço está mais acessível para todos. Até escolas de ensino básico conseguem se organizar, para realizar lançamentos de satélites simples.

Além disso, não faz muito tempo, que isso seria considerado ficção científica, mas ainda hoje há quem duvide dessas possibilidades.



Seja pela tecnologia, ou custos, ou pelo tempo de desenvolvimento, construir pequenos satélites transformou-se em uma ponte de simplicidade, que torna viável utilizar o espaço como fonte de inspiração para os jovens; utilizamos como temática para estudo de disciplinas tradicionais, a exemplo de física, matemática, química, entre outras; como oportunidade para desenvolvimento de trabalhos em equipe, e habilidades interpessoais; e na visão de engenharia de sistemas.

A OBSAT/MCTI surgiu nesse contexto e conta com o apoio de diversas entidades e de muitos profissionais dedicados, que fazem questão de compartilhar seus conhecimentos. Juntos, aprendemos e expandimos nossas capacidades. Sem contar que é muito mais divertido trabalhar juntos, e produzir artefatos e aplicações dos mais variados tipos.

Este ebook consolida parte do grande esforço de transmissão de conhecimentos que foi empreendido por essas equipes. Não se trata de um compêndio completo, mas, sim, de trazer de forma sintética e com muitas referências, o básico a respeito sobre satélites, focado em pequenos satélites, em especial os nanosatélites.

A Agência Espacial Brasileira apoia projetos acadêmicos e profissionais de nano satélites, compreendendo que se trata de um nicho a ser explorado pelas competências nacionais. Logo, nada mais natural que fomentar esse tipo de conhecimento desde o ensino básico até o nível superior.

Obrigado a todos que contribuíram para essa construção coletiva. Aproveitem a riqueza desses conhecimentos, desafiem-se e sejam, também, exploradores espaciais.

Como reza o lema de nosso Programa, se você sonha alto e não se conforma com limites, vá além: Aqui tem espaço!

—

Carlos Augusto Teixeira de Moura

Presidente da Agência Espacial Brasileira – AEB/MCTI

Mensagem do Diretor do INPE/MCTI

O INPE apoia a OBSAT/MCTI desde a sua concepção pelo MCTI. Ter contribuído para a construção deste ebook extrapola o compromisso dos especialistas do INPE, em engenharia de satélites, realizar a transferência do conhecimento institucional para a sociedade. Evidencia a capacidade de cooperação articulada entre IES e ICT nacionais para atrair talentos para o programa espacial brasileiro, por meio de atividades de extensão.

Que o alcance deste ebook seja estímulo para fortalecer as alianças entre as instituições parceiras da OBSAT/MCTI.



—
Clezio Marcos de Nardin

Diretor do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE/MCTI

Mensagem do Diretor de Popularização da Ciência do MCTI

Olimpíadas do conhecimento envolvem anualmente mais de 20 milhões de estudantes em todo o Brasil. São incontáveis histórias contundentes de transformação completa de ambientes. Lares, escolas e municípios inteiros vivem a chamada febre olímpica, resgatando a autoestima de jovens e seus professores, semeando sonhos e colhendo resultados fantásticos que servem de argumento irrefutável para o investimento que o governo federal faz nesta belíssima política pública.



Nada melhor do que acreditar no potencial dos jovens para plantar um futuro melhor para o Brasil. Sob a luz desta visão, o Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações criou, em 2019, uma Secretaria inteira dedicada ao futuro da ciência: a Secretaria de Articulação e Promoção da Ciência, SEAPC/MCTI.

A SEAPC/MCTI abraçou e deu voos mais altos a pautas como museus de ciências, feiras e mostras científicas, e também às olimpíadas científicas. E assim nasceu a ideia de se incentivar a criação de mais uma olimpíada dedicada ao setor aeroespacial, uma Olimpíada Brasileira de Satélites, a OBSAT/MCTI.

A ideia reverberou e chegou ao professor doutor Rafael Aroca, que aceitou a missão e lhe deu vida. E que vida pujante. A OBSAT mal nasceu e já chegam cativantes histórias de sucesso, espalhadas ao longo de todo o nosso imenso território, um terreno fértil e generoso para quem acredita no potencial das pessoas.

O setor aeroespacial é de importância estratégica ímpar para o país, e uma olimpíada de satélites mexe, transversalmente, com outros temas, como robótica e programação. Aproximar jovens de educação básica destes temas não é uma ousadia, mas uma atitude realista e imperativa. Uma nação que se propõe a crescer e ser protagonista na vanguarda da ciência não pode se privar de preparar o mais cedo possível a geração que vai ser protagonista neste futuro iminente. Pois o professor Rafael Aroca, a SEAPC e o MCTI fizeram isso. O Brasil respondeu a este chamado com celeridade, coragem e ímpeto.

A OBSAT é uma exuberante realidade. Que dela despontem vocações que brilham hoje nos olhos das crianças, e brilharão brevemente pelo seu talento e dedicação, para nos conduzir a um promissor progresso tecnológico.

—
Daniel Fonseca Lavouras

Diretor do Departamento de Promoção e Difusão da Ciência, Tecnologia e Inovação do
MCTI

Mensagem da Coordenadora Geral de Popularização da Ciência, Tecnologia e Inovação do MCTI

A Missão do Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações é produzir conhecimento, produzir riqueza para o Brasil e contribuir para a qualidade de vida dos Brasileiros. A Popularização da Ciência, Tecnologia e Inovação tem como objetivo contribuir para promoção e apropriação do conhecimento científico e tecnológico pela população em geral, para ampliação das oportunidades de inclusão social das parcelas mais vulneráveis da população brasileira, para promoção da autonomia, possibilitando a conquista efetiva da participação cidadã, e para a melhoria do ensino de ciências.



O Coordenador da Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI - OBSAT, Rafael Aroca, aceitou o desafio de ser protagonista promovendo a melhoria na formação de jovens na área de ciência e tecnologia, por meio de incentivo aos alunos de ensino fundamental, médio e técnico para seguir carreiras nas áreas científicas tecnológicas, especificamente, nas carreiras de engenharia e matemática (STEM), além de fomentar o desenvolvimento de novos talentos para ciência, tecnologia e para o programa espacial.

A OBSAT, já na sua primeira edição nos encantou com seus trabalhos apresentados em várias regiões do Brasil, levando diferentes atividades práticas para cada estudante, desafios que levam o estudante a ser protagonista e incentivador de novos desafios. Sim, os desafios que levam ao mais alto conhecimento na área espacial. Incentivar as olimpíadas científicas nacionais e internacionais é uma das políticas públicas da nossa Coordenação-Geral e sabemos que os estudantes olímpicos se tornam grandes desafiadores de si próprios e estarão preparados para desafios futuros, como exemplo o ENEM ou concursos públicos.

Quem imaginava que uma criança poderia construir pequenos satélites? E ainda ter a oportunidade de lançar seu satélite ao Espaço? Sim, crianças constroem satélites conforme a sua realidade, cada um com objetivo específico para sua região, ou seja, crianças ajudando a salvar nosso planeta.

Uma das grandes expectativas dos estudantes é o lançamento e rastreamento de balão estratosférico. Estudantes entusiastas, motivados, nunca mais serão os mesmos. Agradeço ao MCTI/OBSAT por popularizar a ciência e transformar vidas através da OBSAT/MCTI.

—
Silvana Copceski Stoinski

Coordenadora Geral de Popularização da Ciência, Tecnologia e Inovação do MCTI

Mensagem do Coordenador da LABRE/AMSAT-BR

O radioamadorismo foi criado por experimentadores no início do século 20, nos primórdios das comunicações por ondas de rádio. Radioamadores foram pioneiros em muitas das tecnologias de comunicações e continuam buscando o estado-da-arte em diversas áreas das comunicações por ondas de rádio. Essa constante busca pelo desenvolvimento e progresso tecnológico posiciona o radioamadorismo como uma eficiente ferramenta de apoio ao ensino das áreas STEM (Ciências, Tecnologia, Engenharia e Matemática).



A característica *hands-on* (mãos na massa) do radioamadorismo é eficaz em atrair (e reter) o interesse de jovens estudantes pelas áreas de ciências e tecnologia — áreas essas que são os pilares que sustentam as economias modernas.

A Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão (LABRE), por meio da iniciativa AMSAT-BR, tem apoiado vários projetos de satélites educacionais no Brasil, entre eles a OBSAT — um importante projeto do MCTI e AEB que posiciona o Brasil entre o seleto grupo de nações que possuem tais projetos.

Radioamadores foram pioneiros nas experimentações com satélites e comunicações espaciais. O primeiro satélite radioamador (OSCAR 1) foi lançado em 1961. Desde então, radioamadores já lançaram centenas de satélites. Muitos deles foram projetados em parcerias com escolas e universidades. Nesses projetos, radioamadores são colaboradores valiosos não só na tecnologia das comunicações espaciais, mas também na arte de rastrear e de se comunicar com satélites usando equipamentos de construção artesanal e de baixo custo. Muitas das atuais tecnologias utilizadas em projetos de CubeSats educacionais foram desenvolvidas por radioamadores.

Agências Espaciais ao redor do planeta reconhecem o valor que o radioamadorismo tem na educação e, por isso, o mesmo tem sido parte integrante das atividades na Estação Espacial Internacional (ISS). O programa Artemis da NASA, que tem o objetivo de enviar a primeira mulher e a primeira pessoa negra à Lua em 2024, e eventualmente levará humanos até o planeta Marte, incorporará experimentos radioamadores em parcerias entre radioamadores e universidades — experimentos tanto em órbita quanto em solo lunar. O Brasil participará do programa Artemis! Dias inspiradores nos aguardam!

—

Edson Wander do Rego Pereira

PY2SDR

Coordenador das iniciativas LABRE/AMSAT-BR e LABRE/Escola

Mensagem dos Coordenadores do Projeto Zenith

As atividades envolvendo o tema de exploração espacial nasceram na EESC por uma provocação de ex-alunos aos professores e encontraram no grupo Zenith uma resposta imediata, motivada e de qualidade. A natureza multidisciplinar do tema logo atraiu alunos dos mais diferentes cursos de Engenharia, Física, Computação, do Campus de São Carlos e extrapolou os muros da USP para acolher também alunos da UFSCar.



Uma característica impressionante do Zenith sempre foi a capacidade de dividir as atividades de forma organizada em subgrupos, para atacar os temas de interesse e ser capaz de abordar os diferentes desafios: design, análise, construção e implementação de eletrônica embarcada, desenvolvimento de software, construção mecânica, integração de sensores, transmissão de dados, logística de lançamentos, obtenção de autorizações e relacionamento com as autoridades reguladoras, apenas para citar alguns.



As experiências com lançamento de balões, simulações de trajetórias e o sucesso no resgate das sondas motivam cada vez mais a equipe a compartilhar seu conhecimento. Conceitos básicos de tecnologia, estudados mesmo antes de serem vistos na grade curricular, e a busca por mais conhecimento parecem uma fórmula disruptiva de formação de recursos humanos em tecnologias e teorias não triviais.

Por fim, a OBSAT/MCTI ofereceu ao grupo um excepcional mecanismo para colaborar com a sociedade, apresentar seus conhecimentos, compartilhar experiências, difundir e multiplicar o conhecimento e demonstrar como as Universidades Públicas Brasileiras são celeiros de excelência.

—
Glauco Augusto de Paula Caurin

Daniel Varela Magalhães

Coordenadores do Projeto Zenith - EESC - USP

Mensagem do Coordenador da OBSAT/MCTI

Satélite: uma tecnologia avançada e multidisciplinar, que mesmo sem perceber usamos todo tempo: quando fazemos um pedido por algum aplicativo de entrega rápida, como de alimentação, por exemplo; quando navegamos por ruas e rodovias usando GPS; quando viajamos de avião; quando assistimos TV; quando acessamos sites da Internet; quando usamos o serviço de previsão do tempo, dentre outras atividades.



Projetar, desenvolver, construir, lançar e operar um satélite envolve atividades multidisciplinares complexas e caras, em geral. Entretanto, avanços tecnológicos recentes têm permitido economizar em algumas etapas deste processo graças à redução de tamanho e massa, viabilizando a construção de **pequenos satélites**, como os CubeSats e CanSats que permitem implementar provas de conceitos, experimentos e missões reais.

A figura ao lado mostra um exemplo disso: um CubeSat de baixo custo, com massa de menos de 500 gramas e dimensões 10x10x10cm desenvolvido pela equipe DNASAT, que participou da primeira Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI (OBSAT) e obteve a foto ao lado a partir de um balão estratosférico. O CubeSat foi programado usando linguagem de programação em blocos (BIPES) e testado durante um evento da OBSAT.



Aproveitamos para agradecer a então Secretária de Estado de Articulação e Promoção da Ciência, Christiane Corrêa, que, em conjunto com o Ministro Marcos Pontes, nos convidaram para organizar a primeira Olimpíada Brasileira de Satélites, buscando divulgar mais sobre a temática e fomentar a área no Brasil. E já estamos colhendo frutos maravilhosos em parceria com reconhecidas instituições nacionais, como a AEB, o INPE e a EESC-USP, através do projeto Zenith, além da LABRE, constante parceira na iniciativa. Fica nosso grande agradecimento para todos estes parceiros. O Brasil tem engenheiros e cientistas brilhantes, e estudantes entusiasmados em todos os níveis de educação. Só é preciso dar a eles a oportunidade de trabalharem em áreas desafiadoras e os resultados aparecem logo!

Aproveito também para deixar um agradecimento especial para o Centro de Pesquisas Avançadas Wernher von Braun, onde atuo como pesquisador, e em especial, ao seu presidente, Dario Sassi Thober, pelo apoio incondicional a esta iniciativa.

—
Rafael Vidal Aroca

Coordenador Geral da Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI

Sobre este ebook



Este ebook foi produzido como material didático complementar para o Workshop Pequenos Satélites Educacionais, realizado no período de 29 de novembro a 03 de dezembro de 2021 pela Agência Espacial Brasileira (AEB) em parceria com a Universidade Federal de São Carlos (UFSCar) e a Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI.

O objetivo do workshop foi promover, por meio do compartilhamento de conteúdo, palestras (lives) com especialistas e atividades coletivas, em um ambiente virtual de aprendizagem, o interesse e a continuidade da discussão sobre as temáticas abordadas, contribuindo com a disseminação nacional de conhecimento sobre satélites e conteúdo relacionado.

As listas a seguir apresentam a equipe envolvida na preparação deste ebook.

Organização

- Aline Bessa Veloso
- Erick Luiz Souza Silva
- Gabriel Santos Evangelista
- Juliana de Souza Mello Falcão
- Rafael Vidal Aroca
- Tatiana de Figueiredo Pereira Alves Taveira Pazelli
- Valentina de Souza Pae Scott
- Wesley Flávio Gueta

Autores, diagramação e ilustrações

- Alexandre Tácito Malavolta (UFSCar)
- Augusto Almeida de Jesus (UFSCar)
- Bruno Pinto Costa (PION)
- Calvin Trubiene (PION)
- Danilo Sakay (AEB)
- Demilson Quintão (LABRE/AMSAT-BR/UNESP)
- Edson Wander do Rego Pereira (LABRE/AMSAT-BR)
- Fátima Mattiello Francisco (INPE)
- Gil Roberto Vieira Pinheiro (UERJ)
- Jhony Everton Vieira da Silva (capa)
- João Marcus Epifanio Morais de Assunção (Zenith/EESC-USP)
- Julio Calandrin (Zenith/EESC-USP)
- Karizi Cristina da Silva (UFSCar)
- Leonardo Celente Amorim (Zenith/EESC-USP)
- Matheus Vieiras Gonçalves (Zenith/EESC-USP)
- Mariano Eduardo Moreno (UFSCar)
- Paulo Matias (UFSCar)
- Perola Maia Bonfanti (ilustradora)
- Rafael Vidal Aroca (UFSCar)
- Tatiana de Figueiredo Pereira Alves Taveira Pazelli (UFSCar)
- Wesley Flavio Gueta (UFSCar)

Revisão

- Aline Bessa Veloso
- Gabriel Santos Evangelista
- Rafael Vidal Aroca
- Tatiana de Figueiredo Pereira Alves Taveira Pazelli
- Valentina de Souza Pae Scott
- Walter Abrahao dos Santos

Equipe OBSAT/MCTI

- Augusto Almeida de Jesus
- Ana Cecília Reghini
- Bruna Luiza Pereira
- João Marcus Epifanio Moraes de Assunção
- Júlio Calandrin
- Karizi Cristina da Silva
- Leonardo Celente Amorim
- Luan Roberto Marques Angelino
- Luísa Machado Saldanha
- Matheus Vieira Gonçalves
- Matheus Santos Souza
- Paulo Matias
- Rafael Vidal Aroca
- Tatiana de Figueiredo Pereira Alves Taveira Pazelli
- Vinicius Borges de Lima
- Wesley Flavio Gueta

1. Introdução



Wesley Flavio Gueta (UFSCar)
Augusto Almeida de Jesus (UFSCar)
Rafael Vidal Aroca (UFSCar)
Calvin Trubiene (PION)
Bruno Pinto Costa (PION)

1.1 Introdução

Estamos habituados à ideia de satélite natural. Exemplos cotidianos e próximos são: a Lua como um satélite da Terra e a Terra um satélite que orbita o Sol. Satélite refere-se a um corpo que orbita outro por influência gravitacional. Dessa forma, podemos definir satélites artificiais como algo mecânico lançado ao espaço e que orbita um corpo celeste, como a Terra [1]. Mais especificamente, podemos compreendê-los como sistemas semi-independentes controlados por computador e equipados com instrumentos adequados para viabilizar o objetivo da missão que pode ser de natureza científica ou tecnológica. Assim como temos a Lua e a Terra como satélites naturais que nos vem rapidamente à mente, com o lançamento de satélites artificiais cada vez mais frequentes, e milhares de satélites artificiais dos mais variados fins orbitando a Terra, já conseguimos apontar diversos satélites que fazem parte do imaginário social, como o próprio Sputnik e a constelação de satélites da empresa Starlink.

Atualmente, os satélites são componentes fundamentais da nossa vida em sociedade, sendo importantes para as telecomunicações (expansão/popularização da TV), para os sistemas de localização (GPS), para as pesquisas científicas, entre outras. As possibilidades são cada vez mais amplas, acompanhando o avanço da tecnologia.

Satélites artificiais podem ser classificados segundo características específicas, como por exemplo, dimensões físicas, órbita e missão.

A órbita de um satélite é definida a partir do objetivo da missão, que caracteriza a aplicação de satélite. A órbita do satélite pode ser definida: síncrona, geoestacionária, elíptica ou circular, e varia de acordo com altitudes inferiores ou superiores, identificadas como baixa, média ou alta órbita terrestre. Pequenos satélites educacionais, de baixo custo e massa até 10 kg, geralmente operam em órbitas baixas, mais próximas da Terra (LEO, do inglês *Low Earth Orbit*), enquanto os tradicionais satélites de comunicação estão em órbita geoestacionária e podem variar de algumas centenas de quilos para uma dezena de toneladas.

A classificação dos pequenos satélites (do inglês, *SmallSats*), segundo sua massa, segue a distribuição da Tabela 1.1:

Tabela 1.1: Classificação de pequenos satélites

Categoria	Massa em kg
Minissatélite	100 – 500
Microssatélite	10 – 100
Nanossatélite	1 – 10
Picossatélite	0.1 – 1
Fentomsatélite	< 0.1

Fonte: [2]

A característica principal compartilhada pelos *SmallSats* – das mais variadas formas, tamanhos, massas e uso – vem da busca por uma engenharia baseada em otimização de custo, que busca fabricar e lançar satélites com o menor custo possível.

Para viabilizar o baixo custo, padrões de pequenos satélites foram definidos na academia e indústria. Considerando o escopo deste livro, dois desses padrões devem ser destacados:

- **CubeSat:** É um padrão desenvolvido em 1999 pelos professores Jordi Puig-Suari da California Polytech State University, e Robert Twiggs da Stanford University, que consistem em uma estrutura básica cúbica de 10 centímetros e com peso inferior a 1,33 kg. Essa estrutura, referenciada por 1U, consegue acomodar os componentes necessários para o funcionamento de um satélite em órbita.
- **CanSat:** CanSats são artefatos que não entram em órbita propriamente dita. São mais uma representação de um satélite real no tamanho e volume de uma latinha de refrigerante. O maior desafio é adicionar todos os subsistemas, incluindo bateria, sensores e sistema de comunicação dentro deste pequeno espaço. Os CanSats, geralmente, são utilizados como uma ferramenta para o aprendizado de estudantes dos mais diversos níveis como uma primeira experiência real envolvendo satélites.

Os satélites radioamadores são definidos como satélites que utilizam o Serviço de Radioamador para fins educacionais usando comunicações via rádio - incluindo telecomando, controle e recebimento de dados de cargas úteis. Projetos que utilizam o Serviço de Radioamador necessitam estar alinhados com os objetivos educacionais e não pecuniários do serviço.

Para coordenar o lançamento desses satélites radioamadores, bem como auxiliar na coordenação de frequências radioamadoras, existe a(s) AMSAT(s), [3], que são organizações de radioamadores que auxiliam nos projetos de satélites que operam em frequências radioamadoras construídos por clubes de radioamadores, associações de radioamadores, escolas e universidades.

No Brasil, temos a LABRE/AMSAT-BR, [4], grupo de radioamadores entusiastas de satélites e comunicações espaciais da Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão (LABRE), uma entidade nacional e reconhecida pelo Ministério das Comunicações como a única associação representativa dos radioamadores brasileiros perante as autoridades brasileiras e internacionais.

Há diversos casos de sucesso que podem ser boas inspirações no sentido educacional e de aplicação científica. Boas referências de CubeSats a citar são: ITASAT-1, FloripaSat e NanoSatC-BR1.

No sentido de aplicação científica, citamos o NanoSatC-BR1 cuja missão é coletar dados do Campo Magnético Terrestre, principalmente na região da Anomalia Magnética da América do Sul - AMAS, [5].

Relativo à capacitação educacional, o projeto ITASAT-1 foi um CubeSat 6U, com participação ativa da Agência Espacial Brasileira (AEB), desenvolvido pelo ITA - Instituto Tecnológico da Aeronáutica, visando qualificar uma plataforma para missões de comunicação e imageamento com nanosatélites e fomentar projetos na área espacial. Sua principal missão foi capacitar recursos humanos para projetos de aplicação espacial, com foco na integração de soluções disponíveis ao invés do desenvolvimento de subsistemas do satélite.

1.2 Missões e aplicações de satélites

Os principais fatores que impulsionam a adoção mundial e o crescimento dos CubeSats podem ser resumidos em, [6]:

- Possibilidade de atingir diversos objetivos de diferentes missões;
- Possibilidade de ser carga secundária de uma missão maior e de permanecer em órbitas e localizações distintas;

- Padronização dos mecanismos de lançamento, como o P-POD (*Poly-Picosatellite Orbital Deployer*);
- Economia devido ao baixo custo de produção;
- Desenvolvimento facilitado; e
- Simples integração com a arquitetura da missão.

Hoje os CubeSats não são somente mais uma plataforma educacional, são impulsionadores do *New Space*. Na sequência, vamos exemplificar missões e aplicações de satélites com projetos reais de missões CubeSat.

1.2.1 Sensoriamento remoto da Terra

Desde o surgimento dos balões, passando posteriormente pelos aviões, a humanidade percebeu a utilidade de imagens aéreas da Terra. Expandindo essa premissa para os satélites, pode-se observar que os dados fornecidos por essa aplicação variam desde camadas da Terra, passando pelas profundezas do oceano e indo até as mais altas camadas das atmosfera terrestre, dependendo dos sensores utilizados na missão.

1.2.2 Anomalia Magnética da América do Sul - AMAS

A Anomalia Magnética da América do Sul - AMAS, [7], pode ser vista como um local da atmosfera terrestre onde o seu campo magnético tem menor intensidade. Com isso, há uma menor proteção contra partículas cósmicas e um menor filtro da radiação solar, que podem gerar avarias ou interferências em satélites e até mesmo em aviões que voam em altas altitudes. Atualmente, é uma faixa localizada no sul e sudeste do Brasil, se estendendo até o sul do continente africano.

Buscando entender melhor essa anomalia, o CubeSat 1U NanoSatC-BR1, de cerca de 1 kg foi lançado em 2014 e continua em operação até os dias de hoje. Ele foi o primeiro CubeSat com cargas úteis desenvolvidas no Brasil, marcando a sua entrada nesse promissor mercado. Para mais informações em tempo real do NanoSatC-BR1, acompanhe [5].

Além de monitorar a AMAS, o satélite conta com a carga útil de um circuito integrado de acionamento de cargas úteis em teste, além de um hardware FPGA (*Field-Programmable Gate Array*) feito para suportar as condições extremas do espaço.

Recentemente, em março de 2021, foi lançado o NanoSatC-BR2. CubeSat de 2U, com massa de 1,72 kg, para dar continuidade aos estudos AMAS. É um o *SmallSat* que opera em órbita baixa (LEO) e possui outras cargas úteis, [8].

1.2.3 Telecomunicações

SmallSats têm sido aplicados nessa área em maior volume pois utilizam padrões industriais já estabelecidos, o que facilita o processo de produção, testes e uso, que encoraja a produção em série e o uso de constelações de satélite.

Um exemplo de CubeSat aplicado a telecomunicações é o Isara, de padrão 3U e lançado em 2017. Construído pela NASA e JPL, ele foi lançado para realizar a prova de conceito de uma antena para a faixa do espectro eletromagnético conhecida como banda Ka, que impacta na performance de transmissão de dados de *SmallSats*.

1.2.4 Astronomia

Para o estudo de corpos celestes, via de regra, é necessário equipamentos e instrumentos específicos, como dispositivos de espectroscopia para analisar abundâncias químicas em corpos celestes.

Embora nem todo dispositivo de instrumentação astronômica possa ser miniaturizado para ser embarcado em um *SmallSat*, os *SmallSats* conseguem suprir algumas destas demandas. Por exemplo, o CubeSat 3U MinXSS, concebido pela Universidade do Colorado em Boulder e lançado em 2015, teve como missão levantar o espectro de Raio-X do sol com maior probabilidade de acontecer explosões solares.

1.2.5 Experimentos em microgravidade

Os experimentos em microgravidade são utilizados por diversos campos do conhecimento, como na biologia, ciência dos materiais, química, dentre outros. A maior parte desses estudos são feitos na Estação Espacial Internacional (ISS).

Contudo, o custo de realizar experimentos nessas estações, além da necessidade de operação humana, traz uma complexidade nesses sistemas. Satélites tradicionais poderiam ser uma alternativa, entretanto, o custo de um satélite auto-operado é extremamente elevado, fazendo com que, muitas vezes, tenha-se que compartilhar diferentes experimentos em um mesmo satélite para se ter um custo-benefício razoável, o que dificulta ainda mais o seu uso. Os *SmallSats* são uma alternativa viável, podendo ser construídos de acordo com as especificações de determinado experimento com custo e tempo de execução reduzidos, abrindo um novo horizonte para a ciência feita em microgravidade.

O satélite 3Cat-1, de dimensão 1U, projetado pela Universidade Politécnica da Catalunha e lançado em 2018 é um bom exemplo de CubeSat aplicado a experimentos de microgravidade. Dentre suas sete cargas úteis, ele levou um transistor de efeito de campo para ser caracterizado em condições espaciais.

1.2.6 Localização global (GPS)

Praticamente todos os dias utilizamos algum serviço baseado na geolocalização. Seja na hora de pedir comida por aplicativos, no transporte compartilhado ou até mesmo em alguns aplicativos que requerem nossa localização para o seu uso (redes sociais e jogos, por exemplo).

Em todos esses casos, estamos recorrendo à tecnologia inicialmente desenvolvida pelos Estados Unidos da América (EUA) - o GPS. Do inglês, *Global Positioning System* - Sistema de Posicionamento Global, em tradução livre, esse sistema é baseado em uma constelação de satélites que operam de maneira conjunta para determinar a posição de um receptor ou objeto na superfície terrestre (ou próxima a ela). Para determinar a posição de um indivíduo, um receptor GPS de baixo custo (cerca de R\$20,00 e pesando 7 gramas) recebe sinais de pelo menos 3 ou 4 satélites e calcula a triangulação destes sinais para calcular a posição, que pode ter precisão de até 1 cm, utilizando a tecnologia GPS-RTK.

Tendo em vista esse uso massivo de satélites, podemos identificar uma grande oportunidade para os *SmallSats*.

1.3 O ambiente espacial

Uma das preocupações no projeto de um satélite são as condições ambientais às quais ele estará exposto durante sua missão, demandando um projeto cuidadoso para que todos os componentes do satélite estejam preparados. Os CubeSats são, tipicamente, lançados em órbita terrestre baixa, do inglês, *Low Earth Orbit* (LEO), que compreende a altitude entre 350 e 1500 km acima da superfície da Terra. Nesta órbita, os satélites orbitam a Terra a uma velocidade aproximada de 27400 km/h, completando uma volta na Terra a cada 90 minutos, aproximadamente, [9]. Além disso, as temperaturas nesta altitude podem variar de -170 graus Celsius até +120 graus Celsius, [10]. Neste sentido, os projetos térmico e mecânico são essenciais para que os componentes operem dentro de faixas seguras de trabalho.

Além da variação de temperatura, um satélite também estará sujeito a campos magnéticos e interferências eletromagnéticas, radiação solar e luminosa, dentre outros tipos de radiação. O dispositivo também estará em ambiente de vácuo e com pouca gravidade.

Outros pontos a serem considerados são as condições de lançamento, de forma que o projeto do satélite também deve levar em consideração o veículo lançador. Durante o lançamento o satélite estará sujeito a ruídos sonoros extremos, vibrações e variações de temperatura.

Note que o objetivo desta seção não é assustar, mas demonstrar que o espaço é

um ambiente hostil, e sabe-se de casos de pequenos satélites que são lançados em funcionamento, e param de funcionar logo que iniciam sua missão. Uma possível falha conhecida, por exemplo, é o mau funcionamento de um processador computacional do satélite devido à radiação danificar seu circuito ou causar inversão de bits, modificando aleatoriamente os valores armazenados na memória de um CubeSat.

1.4 Requisitos de missão

A definição dos requisitos de uma missão é o primeiro passo para qualquer desenvolvimento de satélite. É a partir da definição dos requisitos de uma missão que se especifica todo o projeto: dimensões do satélite, carga útil, instrumentos e unidades de processamento, tipo de órbita, fontes de energia, veículo lançador, duração da missão, detalhes de comunicação como frequência de operação, dentre outros aspectos.

Outro ponto importante dos requisitos da missão são os recursos / orçamento disponível para a missão, já que o orçamento disponível, a data de lançamento e outras restrições fora do controle da equipe podem, e vão, impactar outros aspectos da missão, sendo necessário fazer escolhas no contexto destas restrições.

1.5 Órbita

A órbita em qual o satélite será lançado é definida a partir dos requisitos da missão. A órbita define as características da trajetória de um satélite ao redor da Terra. Existem diversas possibilidades de órbitas, apresentamos na sequência as mais utilizadas:

1.5.1 Geoestacionária (GEO / *Geosynchronous Earth Orbit*)

É uma órbita onde o satélite se mantém com uma velocidade equivalente à velocidade de rotação da Terra. Desta forma, o satélite está sempre realizando a cobertura de uma mesma área. O satélite geoestacionário opera em altitude aproximada de 36000 km, sendo que satélites nesta órbita costumam ter vida útil de 20 anos. O Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações (SGDC), lançado em 2017, é o primeiro satélite geoestacionário brasileiro.

1.5.2 Órbita Terrestre Baixa (LEO / *Low Earth Orbit*)

Uma órbita baixa da Terra (LEO) é uma órbita em torno da Terra com um período de 128 minutos ou menos (fazendo pelo menos 11,25 órbitas por dia) e uma excentricidade

inferior a 0,25.[1] A maioria dos objetos artificiais no espaço exterior estão em LEO, com uma altitude nunca superior a cerca de um terço do raio da Terra.

A órbita LEO considera o intervalo de altitude entre cerca de 350 km e 1500 km. Satélites nesta órbita possuem período de revolução entre 90 e 120 minutos, de forma que eles não ficam estacionários em relação ao planeta. Assim, dizemos que o satélite tem uma janela de "visada", período no qual é possível se comunicar com eles. Em alguns casos, estes períodos são de apenas alguns minutos. A maior parte dos satélites de pequeno porte e educacionais, como CubeSats, CanSats, TubeSats e PocketQubes são lançados nesta órbita e têm operação / vida útil de algumas semanas até alguns anos.

Uma das vantagens da órbita LEO para pequenos satélites, é que com a sua proximidade com o planeta Terra, ainda há uma interface com o campo magnético da Terra, aumentando a proteção e segurança contra radiação e outros efeitos de altitudes maiores. Este também é o motivo da ISS estar nesta órbita, [10]. Inclusive, é a partir da ISS que alguns satélites são lançados. Os veículos levam os satélites até a ISS, e a partir de lá, são separados e colocados em órbita.

CURIOSIDADE

A estação espacial internacional (ISS) e os satélites da StarLink, empresa de Elon Musk, encontram-se em órbita LEO. Alguns satélites LEO, como os satélites StarLink e a ISS podem ser vistos a olho nu! Você pode consultar a previsão de quais satélites estarão visíveis e em qual horário para a sua localização pelo site <https://www.heavens-above.com/>, e tentar visualizar! Vale a pena!

As órbitas também podem ser **equatorial** ou **polar**, dependendo da forma de lançamento. Outras órbitas comuns são a MEO (do inglês *Medium Earth Orbit*) e HEO (do inglês *Highly Elliptical Orbit*). A MEO possui altitude de 10400 km e período de revolução de 6 horas, enquanto a HEO possui uma órbita elíptica com ponto mais próximo da Terra a 1000 km de altitude e ponto mais distante a 39000 km de altitude, além de período de revolução de 12 horas.

1.6 Arquitetura de pequenos satélites

A partir dos requisitos da missão, é possível definir características técnicas da arquitetura de um satélite. Note que esta seção oferece apenas uma breve introdução a cada tema e conexões com os próximos capítulos.

1.6.1 Eletrônica e software embarcado

Um aspecto fundamental de todo satélite é a eletrônica embarcada a bordo, que inclui uma ou mais unidades de processamento, sistema(s) de fornecimento de energia, sensores e atuadores, sistemas de comunicação e o software embarcado de controle, que gerencia todo o funcionamento do satélite.

A unidade de processamento pode ser composta por um microprocessador e/ou mais microcontroladores. Alguns destes dispositivos são projetados especialmente para aplicações espaciais, com robustez à radiação, enquanto projetos de pequeno porte / educacionais utilizam componentes comerciais de prateleira (COTS) ou componentes automotivos. Uma abordagem comum é que o satélite deve possuir um barramento, que é uma estrutura que conecta várias partes, permitindo modularidade e flexibilidade ao projeto. Neste sentido, uma arquitetura típica inclui uma unidade de processamento e cargas úteis (*payloads*) com missões específicas interconectadas através do barramento.

Ainda no âmbito da eletrônica embarcada em um satélite, diversos sensores como câmeras, unidades de medida de dados inerciais (acelerômetros, sensor de campo magnético, giroscópio), dentre outros sensores podem estar presentes. De fato, os sensores são essenciais para muitas missões de observação da Terra ou do espaço. Um outro tipo de sensor tipicamente usado em alguns satélites, é o sensor de estrelas, que observa constelações no céu para que o satélite possa se orientar em relação ao espaço e ao planeta Terra.

Alguns satélites também podem ter atuadores, como dispositivos de propulsão para realizar pequenos ajustes de órbita, dispositivos de controle de temperatura, ou rodas de reação mecânica para controlar a orientação do satélite. Afinal de contas, um satélite de observação da Terra não terá utilidade se não apontar a sua câmera para a Terra, certo?

Os satélites também precisam de fontes de energia: hoje é comum utilizar painéis solares associados a baterias, suprimindo a maior parte da necessidade dos satélites, mas fontes alternativas de energia também podem existir. Por exemplo, existem satélites com fontes de energia elétrica baseadas em energia nuclear. Diversos cuidados devem ser tomados no projeto do sistema de fornecimento de energia, dentre os quais destacamos o cuidado na escolha da bateria, já que alguns modelos de bateria podem estufar e ter funcionamento inadequado em baixa pressão / ambiente de vácuo.

O sistema eletrônico e software de um satélite, também inclui o subsistema de comunicação, essencial para um satélite enviar suas medidas, e receber comandos de controle e ajuste (telemetria e telecomando). De fato, a maioria dos satélites têm missão onde a comunicação de dados é essencial. O projeto do sistema de comunicação de um pequeno satélite é detalhado no Capítulo 4.

Todos aspectos mencionados precisam de uma lógica / inteligência de controle e

orquestração. Ou seja, um maestro que controla a leitura de sensores, acionamento de atuadores, recebe e envia as comunicações, gerencia a bateria, controla a orientação espacial do satélite, etc. Este maestro é o software embarcado, que é detalhado no Capítulo 5.

1.6.2 Mecânico e térmico

A estrutura mecânica / chassis do satélite e seu projeto térmico são essenciais para que a missão realizada pela eletrônica embarcada encontre-se em condições de operação, garantindo integridade física ao satélite e uma temperatura interna adequada com a faixa de operação dos componentes eletrônicos utilizados. O Capítulo 2 detalha características deste aspecto do projeto de satélites.

1.7 Lançamento

Após a definição dos requisitos da missão, diversos aspectos do projeto do nosso pequeno satélite podem ser definidos. Um destes aspectos são as condições de lançamento: data, veículo de lançamento, órbita, dentre outros fatores. Além disso, também deve-se considerar como o satélite será lançado a partir do veículo lançador. Para tanto, existem equipamentos tais como o P-POD (*Poly-Picosatellite Orbital Deployer*), que levam diversos satélites e são responsáveis por liberar estes satélites para o espaço no momento adequado. O Capítulo 3 oferece maiores detalhes sobre o processo de lançamento.

1.8 Integração e testes

Durante o processo de desenvolvimento de um satélite, é necessário realizar uma bateria de testes em solo para assegurar que todos os subsistemas do satélite funcionarão como o planejado durante sua operação. Além disso, a integração do satélite deve ser feita em um ambiente apropriado, para mitigar os riscos de contaminação, pois existem muitos componentes sensíveis, e garantir uma perfeita montagem de todos os subsistemas.

Aqui no Brasil temos o LIT (Laboratório de Integração e Testes) do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais), que é considerado um dos maiores laboratórios de integração e testes de satélites do hemisfério sul. Ele fica localizado no interior de São Paulo, na cidade de São José dos Campos. O LIT tem capacidade de testar satélites de diversas dimensões e complexidades. Nesse laboratório foram testados satélites como o PION-BR1, com cerca de 200 gramas (mais à frente falaremos um pouco mais sobre este satélite), o NanoSatC-BR1, de 1 kg, o NanoSatC-BR2, 1,7 kg, e satélites como o CBERS 04A, com aproximadamente 1,8 toneladas.

Antes do satélite ser lançado, é necessário garantir que todos os subsistemas estão funcionando perfeitamente e também certificar que o satélite irá resistir às condições impostas pelo foguete durante o lançamento. Portanto, são realizados diversos testes, sendo os mais comuns:

- Ensaios de vibração e choque;
- Ensaios climáticos e térmicos;
- Ensaios acústicos;
- Ensaios de EMI/EMC (Interferência Eletromagnética / Compatibilidade Eletromagnética).

1.8.1 Ensaios de vibração e choque

Durante o lançamento, a queima do propelente (mistura de combustível e oxidante) e as forças aerodinâmicas atuantes no veículo lançador geram uma alta quantidade de energia vibracional que é transmitida para o satélite. Por isso, uma bateria de testes é realizada em solo, simulando as vibrações causadas pelo lançamento. Também são realizados ensaios de choque, que simulam os choques mecânicos atuantes no satélite, causados principalmente durante a decolagem e no instante de separação das cargas (desacoplamento de *boosters*, estágios e satélite, por exemplo).

1.8.2 Ensaios climáticos e térmicos

Os ensaios térmicos e climáticos têm muitas finalidades diferentes, como: validar o funcionamento dos painéis solares; verificar o carregamento das baterias; e verificar se os componentes irão resistir às variações de altas e baixas temperaturas no ambiente espacial.

1.8.3 Ensaios acústicos

Os ensaios acústicos têm como objetivo simular as vibrações causadas pelos ruídos sonoros produzidos pelo veículo lançador durante o lançamento. Para isso, os satélites são colocados em uma câmara acústica reverberante.

1.8.4 Ensaios de EMI/EMC

Os ensaios de EMI (Interferência Eletromagnética) e EMC (Compatibilidade Eletromagnética) verificam se o satélite ou algum subsistema gera alguma perturbação eletro-

magnética acima do desejado; e se o satélite sofre alguma interferência eletromagnética capaz de ocasionar um mau funcionamento em algum componente ou subsistema.

Além desses ensaios, outros testes são realizados durante todo o ciclo de desenvolvimento de um satélite. E, ao final de cada ensaio, uma minuciosa análise é feita para assegurar que não há falhas estruturais ou eletrônicas em algum componente.

1.9 Operações de satélites

Durante o processo de desenvolvimento e integração, de um satélite, testes funcionais devem ser realizados para validar os aspectos operacionais do satélite e sua capacidade de se comunicar com as Estações Terrenas. A infraestrutura operacional de um satélite em solo deve contar com uma ou mais Estações Terrenas certificadas para controle e recepção dos dados da missão. Nota-se que, dependendo das características orbitais de cada satélite, e locais da Terra, onde estão instaladas as Estações Terrenas, as visadas (janela de tempo) para comunicação com este satélite são limitadas. Assim, mais de uma estação, em diferentes posições do planeta Terra, são utilizadas para aumentar a comunicação / recepção de dados do satélite..

Uma iniciativa interessante para facilitar a operação de satélites radioamadores educacionais é a SatNOGS, [11], uma rede aberta e colaborativa de entusiastas que disponibilizam suas estações base em uma rede global. Por meio do banco de dados de observações da SatNOGS é possível verificar e analisar telemetrias recebidas dos CubeSats brasileiros, em várias partes do mundo, como o NanoSatCBr2, [12], e o FloripaSat-1, [13, 14].

1.10 Estudo de caso: Tancredo-1/ UbatubaSat

O pico satélite Tancredo-1, também conhecido como UbatubaSat, foi desenvolvido por alunos da escola municipal Tancredo Neves, de Ubatuba - SP em um projeto idealizado e coordenado pelo Prof. Cândido Oswaldo Moura, docente desta mesma escola. O projeto também contou com o apoio do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), onde o Prof. Cândido desenvolveu um trabalho de mestrado.

O Tancredo-1 foi desenvolvido no formato *TubeSat*, possuindo 650 gramas, 13 cm de altura e 9 cm de diâmetro. Também transmitiu telemetria utilizando a frequência de 437.200 MHz, e teve apoio da AMSAT-BR, grupo de trabalho da Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão (LABRE).

Para maiores informações sobre o Tancredo-1, recomenda-se a consulta aos sites e documentário:

- First on-orbit results from the Tancredo-1 picosat mission, [15];
- Satélite de escola pública de Ubatuba, a bordo de foguete japonês, será enviado nesta sexta-feira para ISS, [16];
- Picosatélite Tancredo-1 tem sinais captados em diversas partes do planeta, [17];
- Ubatuba Sat - Uma Jornada de Conhecimento, [18].

1.11 Estudo de caso: PION-BR1

O satélite PION-BR1, [19], foi totalmente desenvolvido no Brasil pela startup espacial PION com o foco nos testes de subsistemas, incluindo o de comunicação, em ambiente espacial. O PocketQube PION-BR1 é um picosatélite com formato de um cubo com 5 centímetros de aresta com a missão radioamadora aliada à educação com o objetivo de promover o acesso às tecnologias espaciais aos alunos e a interação entre os alunos e a comunidade de radioamadores. O PION-BR1 possui 200 gramas de massa e opera com telemetria utilizando a frequência de 437.300 MHz.

A missão principal é um experimento digital de armazenamento e envio de mensagens usando o protocolo NGHam. A missão secundária é comparar e avaliar o desempenho do experimento *store-and-forward* usando as modulações GFSK e LoRa.

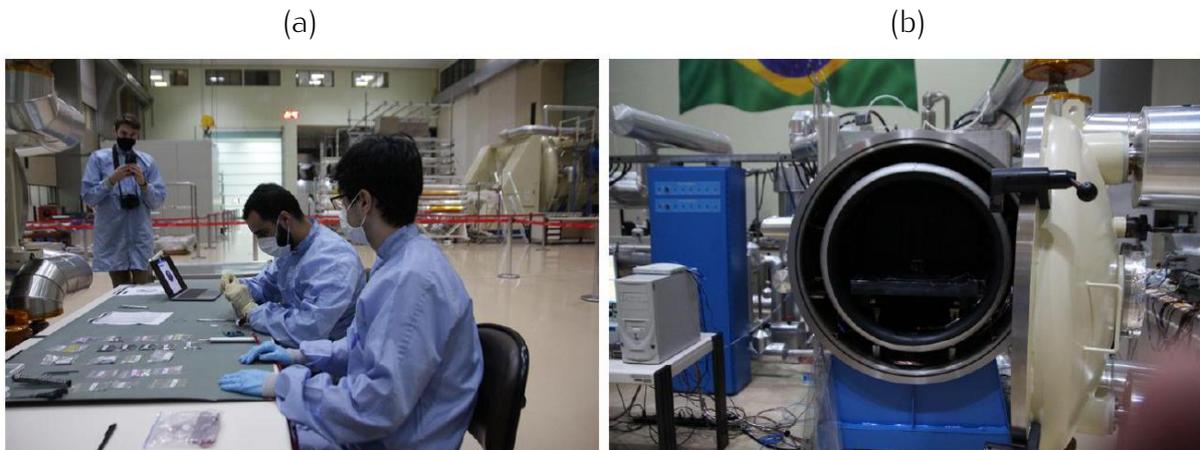
Para apoiar as atividades em sala de aula e STEM, outros objetivos de missão foram incluídos no projeto:

- Avaliação da atitude do PocketQube em ambiente espacial;
- Avaliação da temperatura ambiente em que o satélite está inserido; e
- Coleta de dados de um experimento de torque magnético (*magnetorquer*).

O código-fonte do projeto está publicado na plataforma aberta de compartilhamento de códigos de programação GitHub. O projeto também oferece a oportunidade para as comunidades educacionais e de rádio amador construírem seus próprios satélites usando a base de conhecimento do projeto PION-BR1.

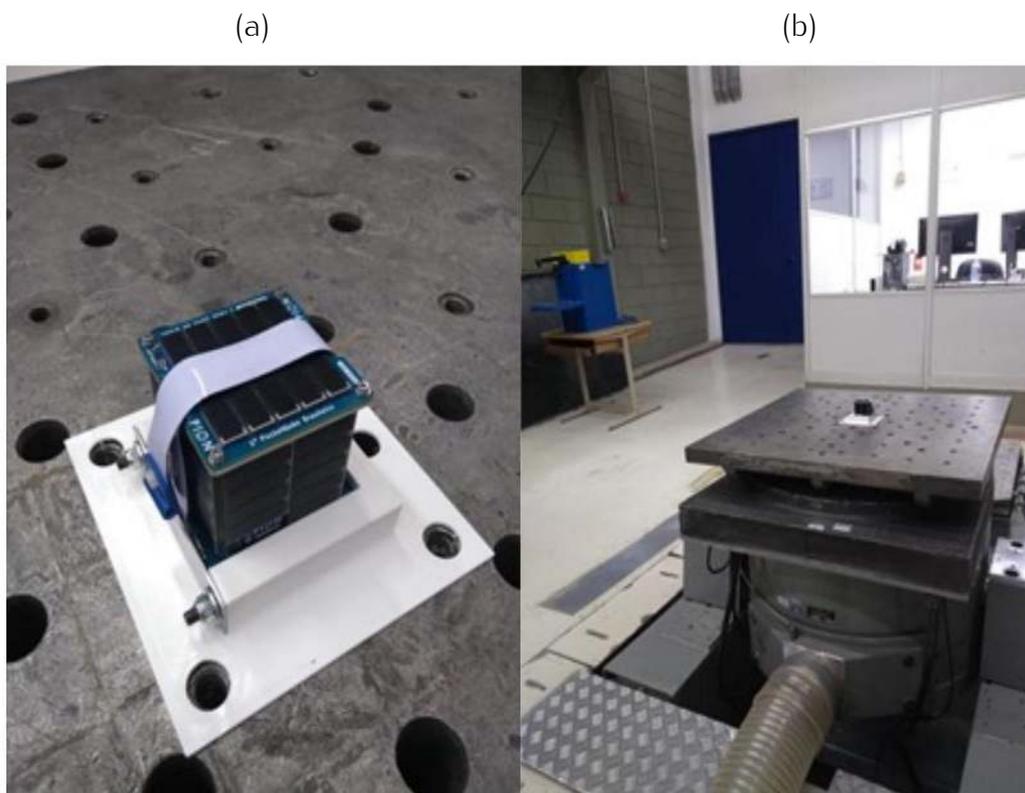
O satélite foi lançado em janeiro de 2022 em parceria com a Universidade Federal de São Carlos (UFSCar), a Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI (OBSAT MCTI), o Instituto Mauá de Tecnologia (IMT), o Desafio Espacial da América Latina (LASC), a AMSAT-BR, organização autônoma e informal de radioamadores, e a Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão (LABRE).

Figura 1.1: (a) Satélite PION-BR1 durante integração na sala limpa do Laboratório de Integração e Testes (LIT). (b) Equipamento para teste vácuo-térmico preparado com o satélite PION-BR1 para testes.



Fonte: Imagens cedidas pela PION Labs Engenharia Ltda

Figura 1.2: (a) Satélite PION-BR1 no equipamento para realização de teste de vibração aleatória. (b) Equipamento do Instituto Brasileiro de Ensaios de Conformidade (IBEC) utilizado para testes mecânicos do PION-BR1.



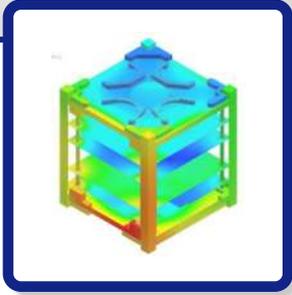
Fonte: Imagens cedidas pela PION Labs Engenharia Ltda

Referências

- [1] D. STILLMAN, "What is a satellite?" <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-a-satellite-58.html>, 2014. Acesso em: 05 nov. 2021.
- [2] G. KONECNY, "Small satellites - a tool for Earth observation?," in *ISPRS CONGRESS*, vol. 4 of 7, pp. 12–23, 2004.
- [3] AMSAT-BR, "Satélites radioamadores." <http://amsat-br.org/>, 2021. Acesso em: 08 nov. 2021.
- [4] LABRE, "Labre - liga de amadores brasileiros de rádio emissão." <https://labre.org.br/faq-2/>, 2021. Acesso em: 08 nov. 2021.
- [5] INPE, "Missão do NanosatC-BR1." http://www.inpe.br/sul/nanosat/missao/nanosatc_br1.php, 2021. Acesso em: 17 nov. 2021.
- [6] C. CAPPELLETTI, S. BATTISTINI, and B. MALPHRUS, *CubeSat Handbook: From Mission Design to Operations*. Academic Press, 1st ed., 2020.
- [7] G. STAM, "Uma falha no campo magnético da Terra passeia sobre o Brasil," *Pesquisa FAPESP*, 2021. Disponível em: <https://revistapesquisa.fapesp.br/uma-falha-no-campo-magnetico-da-terra-passeia-sobre-o-brasil/>.
- [8] INPE, "Primeiros sinais do NanoSatC-BR2 recebidos com sucesso." http://www.inpe.br/sul/nanosat/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=5749, 2021. Acesso em: 17 nov. 2021.
- [9] "Universe Today - What is Low Earth Orbit?" <https://www.universetoday.com/85322/what-is-low-earth-orbit>, 2017. Acesso em: 07 nov. 2021.
- [10] S. ANTUNES, *DIY Satellite Platforms: Building a Space-Ready General Base Pico-satellite for Any Mission*. Maker Media, Inc, 1st ed., 2012.
- [11] "SatNOGS - Open Source global network of satellite ground-stations." <https://satnogs.org>, 2021.
- [12] "SatNOGS Network Observations - NanoSatC-BR2." <https://network.satnogs.org/observations/?norad=47950>, 2022.
- [13] "FloripaSat-1: Uma missão CubeSat brasileira, desenvolvida por estudantes universitários." <https://www.universetoday.com/85322/what-is-low-earth-orbit>, 2021.
- [14] "SatNOGS Network Observations - FloripaSat-1." <https://network.satnogs.org/observations/?norad=44885>, 2022.

- [15] A. TIKAMI, C. O. MOURA, and W. A. SANTOS, "First on-orbit results from the Tancredo-1 picosat mission," in *IAA Latin American CubeSat Workshop and the IAA Latin American Symposium on Small Satellites*, vol. 1, 2017.
- [16] INPE, "Satélite de escola pública de Ubatuba, a bordo de foguete japonês, será enviado nesta sexta-feira para ISS." http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=4355, 2016.
- [17] AEB, "Picosatélite Tancredo-1 tem sinais captados em diversas partes do planeta." <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/picosatelite-tancredo-1-tem-sinais-captados-em-diversas-partes-do-planeta>, 2017.
- [18] "Ubatuba Sat - uma jornada de conhecimento." https://www.youtube.com/watch?v=6_-EYAETjcE, 2016.
- [19] "Satélite PION-BR1." <http://www.pionlabs.com.br>, 2022.

2. Projeto estrutural e térmico



Alexandre Tácito Malavolta (UFSCar)
Mariano Eduardo Moreno (UFSCar)

2.1 Introdução

Uma vez que as especificações da missão, esclarecendo o tipo de órbita, sua altura e condições de funcionamento, são definidas, diversas áreas da engenharia devem trabalhar de maneira multidisciplinar para garantir um projeto que atenda a tais especificações. As diversas engenharias, como mecânica, materiais, elétrica, física etc. devem resolver problemas particulares de sua competência, mas também problemas que interferem com as soluções das outras áreas. Por exemplo, o uso de blindagens contra radiação em componentes eletrônicos provoca um aumento de massa que pode ser significativo para alterar a análise de vibrações do conjunto. Um componente eletrônico que dissipa mais potência pode causar problemas no consumo total de energia do satélite e na distribuição de temperaturas, dificultando sua dissipação. O uso de determinados materiais pode causar interferências em sensores ou transmissores, caso haja suficiente proximidade. Assim, há a necessidade de uma etapa minuciosa de projeto, construção de modelos para simulação, planejamento e execução de testes para garantir que o sistema funcione adequadamente. Conforme as condições da missão, devem ser definidos quais testes são necessários, bem como seus níveis de intensidade. A seguir o projeto estrutural e térmico deve ser trabalhado realizando-se os cálculos e testes intermediários necessários, visando a aprovação do satélite nesta etapa de desenvolvimento do projeto. Neste capítulo abordaremos alguns dos principais problemas e tipos de soluções que podem ser encontradas do ponto de vista estrutural e térmico.

2.2 Carregamentos nas fases de lançamento e de órbita em regime

Um satélite operacional pode ser dividido em duas partes: a primeira consiste nos sistemas essenciais para seu funcionamento, como, por exemplo, baterias, painel solar, comunicação com a Terra, controle de temperatura e sistemas de monitoramento. A segunda parte é o chamado *payload*, ou seja, o equipamento ou experimento que se deseja enviar para determinada órbita para execução da missão do satélite. Para garantir o sucesso da missão, as duas partes do satélite devem ser projetadas para superar um conjunto de condições totalmente distintas ao longo do tempo planejado de missão, [1].

A primeira etapa para o sucesso da missão consiste no lançamento do satélite. Nesta etapa o satélite é acomodado ao veículo lançador (um foguete), cujo propulsor impõe grande aceleração ao veículo para superar a atração gravitacional da Terra e conduzir o satélite até a altura em que o satélite poderá permanecer em uma órbita estável. A grande aceleração aplicada ao lançador provoca intensas vibrações no compartimento em que o satélite permanece armazenado até ser liberado para órbita. Para que esta primeira etapa seja vencida com sucesso, um bom projeto estrutural deve ser feito, de modo que as intensas vibrações sejam amortecidas para que os níveis de vibração que atinjam o satélite durante o lançamento estejam em uma condição controlada que não danifiquem nem os sistemas essenciais, nem a carga útil (*payload*), [2]. Por exemplo, se o sistema de abertura dos painéis fotoelétricos ficar travado pelo carregamento excessivo durante o lançamento, a missão está comprometida, pois as baterias não serão recarregadas e não haverá energia para alimentar os demais sistemas do satélite. O projeto estrutural tem um papel decisivo para que esta primeira etapa seja cumprida. O projeto estrutural tem como objetivo o dimensionamento dos componentes mecânicos para suportarem os esforços que surgem durante o lançamento, minimizando o risco de quebras, falhas ou mau funcionamento mecânico dos sistemas do satélite.

Uma vez que o satélite é lançado e atinge com sucesso sua órbita, uma segunda etapa tem início. Neste ponto o satélite já não está mais sujeito aos esforços mecânicos provocados pelas condições de lançamento, no entanto, as condições ambientais agora são desafiadoras e acompanharão o satélite até o encerramento de sua missão ou de sua vida útil. No espaço não há atmosfera, assim o satélite deve ser projetado para trabalhar no vácuo. Ao longo de sua órbita o satélite pode tanto estar diretamente iluminado pelo sol, ou seja, recebendo diretamente sua radiação térmica, sem a proteção de uma atmosfera, como ocorre na Terra, ou também pode estar protegido do sol pela sombra da Terra e neste caso exposto a temperaturas muito baixas, próximas do zero absoluto, em alguma face que esteja voltada para o espaço profundo, [3]. Essa oscilação de condições ambientais, que se repete a cada órbita, provoca um ciclo de aquecimento e resfriamento no satélite, que deve ser projetado para suportar tais variações externas

sem comprometer a temperatura dos elementos internos do satélite. Assim como muitos materiais têm suas propriedades degradadas quando expostos ao ambiente (por exemplo, metais podem apresentar corrosão, plásticos podem ficar opacos e quebradiços) alguns materiais usados em satélites também podem sofrer degradação, que deve ser considerada no projeto térmico, garantindo as devidas proteções para que as temperaturas possam ser mantidas nas especificações durante toda a vida útil do satélite, [4].

Verifica-se então que o projeto estrutural está muito relacionado à etapa de lançamento do satélite, para entregá-lo totalmente funcional em sua órbita. O projeto térmico, por outro lado, está muito relacionado ao bom funcionamento dos sistemas ao longo de toda a vida do satélite, compensando as oscilações térmicas que ocorrem a cada órbita. A seguir serão apresentados aspectos relevantes sobre os desafios encontrados nos projetos estrutural e térmico de satélites e algumas das soluções empregadas serão apresentadas e explicadas de maneira geral, bem como a necessidade de criação de simulações e execução de ensaios em laboratório para assegurar que o satélite tenha uma grande chance de sucesso.

2.3 Projeto estrutural

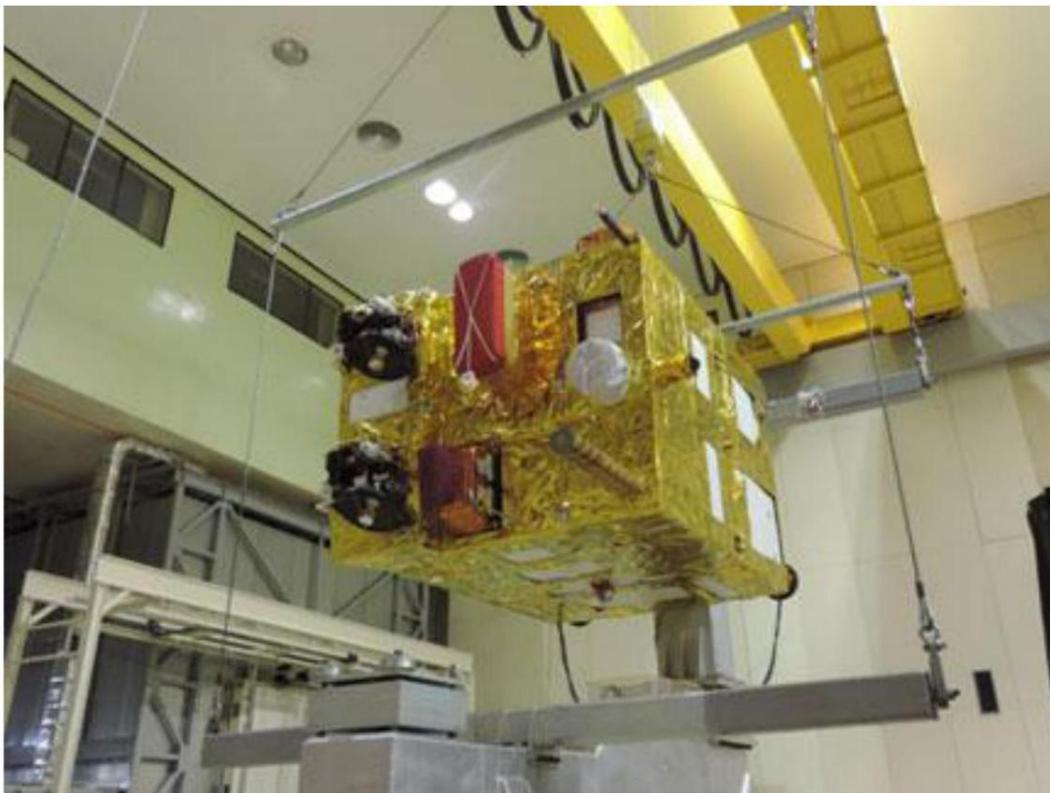
Uma vez que a primeira etapa que o satélite cumpre rumo a sua missão é o lançamento, será aqui apresentada uma ideia sobre as etapas de desenvolvimento e testes que são conduzidos para que o satélite atravesse tal etapa permanecendo íntegro estruturalmente e totalmente funcional.

2.3.1 Requisitos para integração ao lançador

Os requisitos iniciais de dimensões (volume útil disponível) e pontos de fixação no lançador são dados fornecidos para se elaborar o projeto mecânico do satélite. Podem haver requisitos adicionais, como a massa máxima que o produto pode ter, bem como a resistência máxima que o satélite pode ter em alterar seu estado de rotação em torno de um eixo predefinido, propriedade conhecida como momento de inércia. O centro de gravidade do satélite também deve ser bem conhecido para que o lançador cumpra sua trajetória com sucesso. Uma estimativa destas propriedades (massa, centro de gravidade e momentos de inércia) pode ser feita por meio de programas de desenho 3D (sistemas CAD – *Computer Aided Design* ou Projeto Assistido por Computador) mas deve ser verificado com medidas experimentais. Na Figura 2.1 mostra-se a medida de balanceamento e propriedades de massa do satélite CBERS 04A, realizada no Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE em São José dos Campos-SP. Dependendo do porte do satélite em lançamento, algumas destas características são mais importantes, outras menos. O fato é que existem diversas restrições a serem observadas e tanto a concepção mecânica

do produto como seu projeto e cálculos devem ser constantemente checados se eventuais alterações não comprometem de alguma forma as premissas iniciais que não dependem do satélite em si, mas também do tipo de lançador que será empregado.

Figura 2.1: CBERS 04A durante as atividades de balanceamento e medidas de propriedades de massa.



Fonte: [5]

2.3.2 Lançadores e carregamentos estruturais

Os carregamentos a que o satélite está submetido durante o lançamento são provenientes de vibrações nas diversas direções. Tais carregamentos variam em intensidade de acordo com o tipo de lançador utilizado, sendo que cada tipo de veículo é caracterizado por um perfil (espectro) de vibrações que são transmitidas para o satélite. Por exemplo, um foguete de combustível sólido e um de combustível líquido transmitem um perfil completamente diferente de vibrações à carga transportada.

Para garantir que o satélite não seja danificado durante todo o processo para colocá-lo em órbita, diversas situações de carregamento devem ser testadas e analisadas, dependendo do tipo de equipamento a ser lançado. Neste sentido, pode-se chamar atenção para diferentes condições de carregamento, como, por exemplo, os níveis de teste especificados (que podem ser significativamente superiores às condições de lançamento), os carregamentos durante o transporte do satélite, durante a decolagem inicial, durante a separação dos estágios do foguete e devido aos carregamentos de pressão aerodinâmica

sobre o foguete. Obviamente os carregamentos relacionados ao lançamento em si são os mais preocupantes pela sua intensidade, mas como um satélite é um equipamento que não pode sofrer manutenção depois de lançamento, qualquer risco à missão deve ser avaliado e evitado.

Os principais tipos de carregamentos que afetam o projeto estrutural podem ser:

- Vibrações aleatórias - transmitidos ao satélite pelo lançador;
- Vibrações acústicas - devido a ruídos originados nos motores e pela aerodinâmica;
- Choques (impactos) - devido à ignição dos motores e separação dos estágios (incluindo a liberação do satélite na órbita).

2.3.3 Materiais e estrutura

Materiais estruturais aplicados a satélites devem possuir alta resistência combinada com baixo peso. Devido a sua alta confiabilidade e resistência ao ambiente espacial, os metais constituem uma boa escolha, sobretudo ligas de alumínio, que possuem uma boa relação entre o baixo peso e a resistência proporcionada. As ligas mais utilizadas são as séries identificadas como 2000 (sendo a liga 2024 a mais utilizada nesta série), 6000 (mesma observação para a liga 6061) e 7000 (esta última chamada de alumínio aeronáutico). Ligas de aço, embora muito utilizadas estruturalmente em projetos comuns, possuem uma densidade cerca de três vezes maior que a do alumínio, mas também são mais resistentes, assim, são utilizadas em regiões onde suas propriedades são estritamente necessárias de modo a evitar acrescentar peso desnecessário ao conjunto do satélite. Outras características dos aços que devem ser tomadas em consideração no projeto é a existência de ligas que são magnéticas enquanto outras não. Quanto à resistência à corrosão, existem aços que são inoxidáveis (portanto possuem proteção natural contra corrosão) e outros tipos que são mais susceptíveis à oxidação (corrosão), o que leva à necessidade de algum tipo de tratamento superficial no componente. Ligas de titânio também podem ser empregadas, pois apresentam altas resistências, comparáveis às de bons aços, mas com cerca de 60% da densidade do aço. O custo deste material é significativamente mais elevado.

Para que o equipamento seja leve e tenha alta rigidez, os componentes estruturais metálicos não são feitos com barras ou chapas maciças, mas sim com seções leves e perfiladas reforçadas em pontos estratégicos. Outra estratégia para diminuir o peso do conjunto está no uso de painéis estruturais leves, nos quais duas folhas finas são coladas acima e abaixo de uma estrutura em formato de colmeia de abelhas. Estes painéis são chamados de *honeycomb*. Em pontos nos quais se deseja posicionar outros componentes, são instalados insertos que permitem sua fixação por meio de, por exemplo, parafusos.

Materiais não metálicos leves e resistentes podem também ser obtidos a partir da combinação de dois ou mais materiais, formando os chamados materiais compósitos ou conjugados. Dentre os exemplos mais conhecidos tem-se uma matriz de resina epóxi reforçada com fibras de vidro ou de carbono. Trata-se de um tipo de material extremamente interessante por ser possível projetar sua resposta ao carregamento orientando-se as fibras de reforço da maneira mais adequada. No entanto deve-se ter um processo de fabricação cuidadoso para que as propriedades dos componentes fabricados sejam garantidas (como trata-se de um material composto, evitar a formação de bolhas, adotar a correta proporção de fibras e resina, controle de temperatura e ambiente de cura, etc. têm influência nas propriedades finais) e deve-se selecionar resinas que não sejam degradadas pelas condições ambientais presentes no espaço, como a radiação e os ciclos de aquecimento e resfriamento a que o componente possa estar sujeito. Resinas epóxi têm a vantagem de serem extremamente versáteis em sua formulação, permitindo seu uso com diversos tipos de materiais. A opção pelos materiais corretos deve ser feita considerando-se a natureza do satélite como um todo, estudando-se como cada subsistema irá trabalhar (portanto discutindo as soluções com engenheiros e técnicos das diversas áreas envolvidas) de modo a encontrar quais são seus requisitos e quais os materiais que melhor podem atendê-los mantendo o compromisso de resistência e peso desejáveis para o satélite.

As propriedades mecânicas que influenciam o desempenho do satélite ao ser submetido aos esforços do lançamento não são apenas as propriedades de cada elemento da estrutura ou da massa de cada componente que é montado no satélite, [6]. A forma de montagem também tem grande influência na rigidez total do conjunto, assim cada união deve ser bem definida e controlada durante o procedimento de montagem para evitar o aparecimento de problemas não previstos. A forma mais comum de união fixa entre dois componentes é pelo uso de parafusos. Os níveis de vibração que ocorrem durante o lançamento são suficientes para afrouxar uniões parafusadas que não sejam corretamente executadas, podendo comprometer o correto funcionamento de um ou mais sistemas. O projeto de encaixes que orientem o posicionamento das peças, estudo de intensidade (torque) de aperto dos parafusos, uso de mecanismos de trava, como travas químicas na rosca dos parafusos, a correta sequência de aperto com o torque sendo aplicado aos poucos e a revisão de aperto aplicado após algum tempo para evitar o relaxamento de alguns materiais (em especial materiais compósitos) são exemplos de ações que devem ser tomadas para garantir que a união parafusada não perca rigidez por efeito do lançamento. Outra opção que tem grandes vantagens é a colagem. Colas especiais com grande poder de fixação vêm sendo desenvolvidas e testadas ao longo dos anos de desenvolvimento espacial, sendo que algumas são capazes de suportar as condições extremas de lançamento, bem como as condições ambientais da órbita ao longo de todo o tempo de missão. Fornecem grande rigidez de montagem e uma solução muitas vezes mais leve e compacta que o uso de fixadores comuns, como parafusos. Obviamente, um grande cuidado durante

a montagem deve ser tomado, para garantir que não haja falhas no processo de colagem.

2.3.4 Simulações e testes

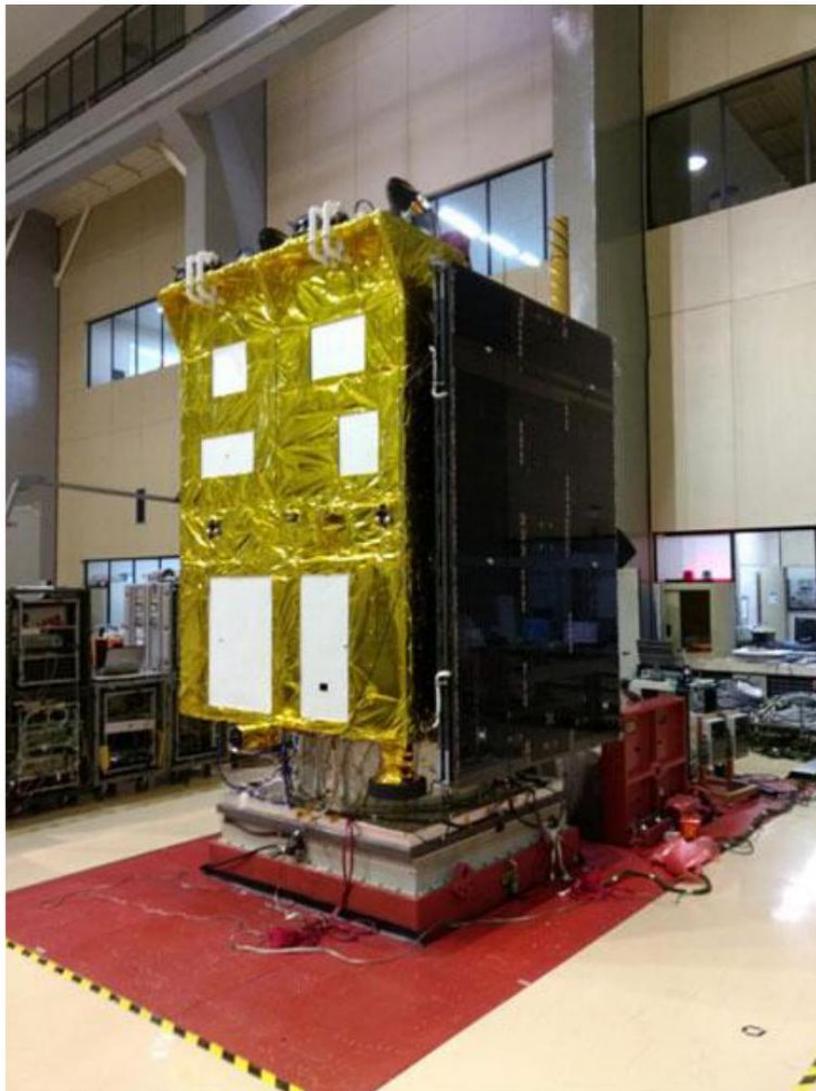
Para a certificação do satélite, permitindo seu lançamento, é necessário que o produto passe por uma grande bateria de testes que visam reproduzir condições similares às aquelas que serão encontradas no lançamento, [7]. Tais testes são feitos com o auxílio de equipamentos chamados *shakers*, que produzirão vibrações mecânicas nas diferentes direções, de acordo com o especificado em normas que tratam do assunto e o tipo de lançador que será utilizado. Em pontos críticos são feitas as leituras de respostas por meio de sensores do tipo acelerômetros, que não podem ultrapassar critérios predefinidos.

As normas definem também os critérios que devem ser atendidos para que o satélite seja considerado certificado para voo. Assim como cada uma das grandes etapas que constituem o desenvolvimento de um satélite, a preparação para o teste estrutural de vibrações utilizando o *shaker* segue uma série de etapas menores que vão tornando-se progressivamente mais severas para que existam condições de se identificar problemas e trabalhar sua resolução também de maneira progressiva. Por exemplo, pode-se dividir em etapas como PDR (*Preliminary Design Review* - Revisão Preliminar de Projeto), na qual se testam diferentes conceitos construtivos para a determinação do mais adequado para o satélite desejado, CDR (*Critical Design Review* - Revisão Crítica de Projeto), na qual as principais decisões já estão tomadas e os testes visam consolidar os detalhes das soluções adotadas e assegurar que os requisitos de desempenho sejam alcançados tanto em relação a custo, cronograma e risco da missão. Cada uma dessas etapas é subdividida em etapas menores de desenvolvimento, tantas quanto forem necessárias para atingir os objetivos do satélite. Por fim chega-se ao FM (*Flight Model* - Modelo de Voo), que já é o protótipo de voo, mas que sofrerá uma bateria de testes reduzida em relação ao modelo do CDR, pois sua construção é igual à desenvolvida na etapa anterior, sendo feitos testes apenas para verificação de existência de algum tipo de falha imprevista ou se toda a montagem foi feita corretamente.

É da natureza da atividade de projeto que sejam encontrados problemas ao longo do desenvolvimento e que sua resolução produza grandes alterações que podem implicar em alterações inclusive em decisões tomadas nos estágios iniciais de desenvolvimento, produzindo assim um grande retrabalho subsequente. Para diminuir esse tipo de dificuldade são amplamente utilizados modelos de simulação computacional, que buscam reproduzir as condições de ensaio e de voo de maneira virtual fazendo cálculos com base em teorias de comportamento mecânico de materiais e da análise dinâmica de equipamentos. Dentre as técnicas de simulação mais utilizadas está o uso de programas empregando o método dos elementos finitos. Como são muitas as incógnitas que devem ser calculadas, existem muitas incertezas quando o especialista constrói o modelo para simulação. Uma

maneira de diminuir as incertezas é o planejamento dos testes experimentais para que se faça não apenas a leitura das variáveis importantes para o voo, mas também a leitura de informações que permitam a construção de simulações cada vez melhores. Assim, antes de uma bateria de testes, faz-se uma simulação prevendo o comportamento do satélite e determinam-se todas as incógnitas que devem ser monitoradas. Pela comparação dos resultados lidos no teste com os valores estimados pela simulação é possível alterar parâmetros de modo a tornar a simulação mais realista. Com este processo ocorre a diminuição da quantidade de protótipos que devem ser construídos para teste e aumenta-se a quantidade e confiabilidade das simulações computacionais. Portanto, embora as simulações não eliminem a necessidade de construção de protótipos e execução de testes, elas diminuem sua quantidade permitindo que muitos problemas possam ser descobertos no desenvolvimento do projeto, antes da realização dos testes. Na Figura 2.2 mostra-se o satélite CBERS 04A instalado no *shaker* do LIT/INPE para a realização de uma bateria de testes de vibração.

Figura 2.2: CBERS 04A instalado no *shaker* do LIT/INPE para os testes de vibração.

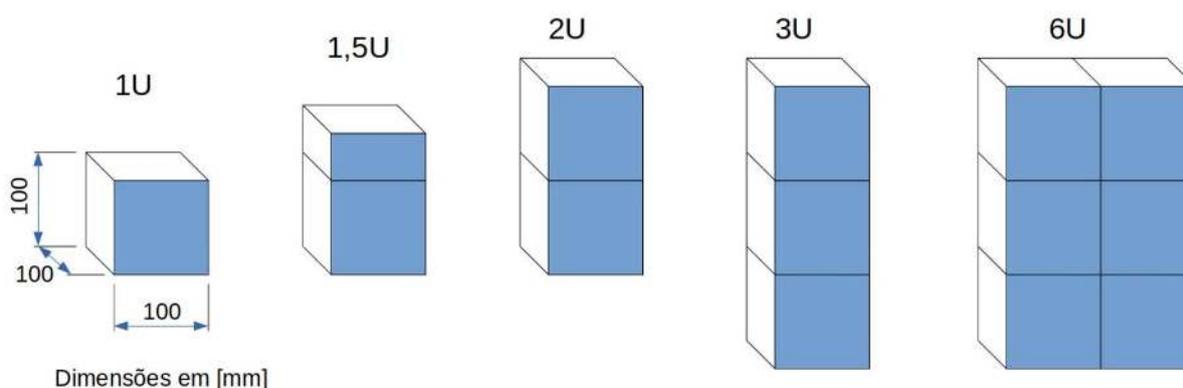


Fonte: [5]

2.3.5 Projeto estrutural e CubeSats

A ideia de CubeSats busca simplificar ao máximo todo o processo de projeto de um satélite através da padronização de componentes. O CubeSat é formado por módulos de dimensões padronizadas que podem ser combinados. Por exemplo, a partir de um tamanho básico de um cubo de 100 mm de lado, que é o tamanho padronizado conhecido como 1U, outras configurações podem ser alcançadas "empilhando-se" cubos e formando estruturas maiores. Então, por exemplo, um CubeSat padrão 3U tem dimensões aproximadas de 100 mm x 100 mm x 300 mm. Assim, alguns tamanhos padronizados podem ser normalizados fazendo com que a missão deva ser planejada tendo um volume predefinido de espaço que pode ser ocupado pelos sistemas básicos e pela carga útil do CubeSat. Os mais comuns são, além do 1U, o 1,5U, o 2U, o 3U e o 6U (100 mm x 200 mm x 300 mm). Tais proporções estão representadas na Figura 2.3. Outra restrição aos CubeSats refere-se à massa, esperando-se que cada unidade 1U tenha entre 1,0 e 1,33 kg. Fabricantes de componentes já disponibilizam comercialmente equipamentos que já passaram por estágios de projeto e testes estruturais, o que significa que os materiais utilizados e o processo de montagem é certificado para especificações de voo a partir dos lançadores mais comuns.

Figura 2.3: Proporções dimensionais dos tamanhos padronizados mais comuns de CubeSats.



Fonte: Autoria própria

A padronização do tamanho dos satélites facilita também a integração dos CubeSats em lançadores. Utiliza-se um compartimento chamado *dispenser* ao qual é acomodado um ou mais CubeSats, que, mediante a um sinal emitido pelo lançador, libera os satélites ejetando-os pela abertura de uma porta. A configuração dos *dispensers* é variada. Por exemplo, um *dispenser* 3U pode acomodar um CubeSat de tamanho até 3U ou mais CubeSats, caso sejam de tamanho menor. Por exemplo, para usar toda sua capacidade, o *dispenser* 3U pode levar: (a) um CubeSat 1U e um 2U; (b) três 1U; (c) dois 1,5U e (d) um 3U.

O projeto da estrutura mecânica deve considerar todas as funcionalidades desejadas para o CubeSat no volume útil escolhido. Deve-se atentar que a estrutura em si já ocupa

parte desse volume. Do ponto de vista de projeto estrutural, o CubeSat deverá, por norma, ser submetido e aprovado por pelo menos uma bateria de ensaios de vibrações. Dependendo da natureza das condições de lançamento e operação, outros testes podem ser necessários, como testes de impacto ou de carregamento estático. Para os testes estruturais de vibração, o CubeSat deve ser acoplado a um *dispenser* de testes, que deve receber os carregamentos providenciados pelo *shaker*. Muitas vezes é comum o fracionamento de testes em diversas etapas, por exemplo, testar equipamentos que serão integrados ao satélite individualmente, testar o satélite sem as placas eletrônicas reais, mas sim com placas falsas que usem a mesma fixação e tenham a mesma massa para testar a estrutura mecânica sem danificar os equipamentos reais, para só então, depois de depurados todos os problemas encontrados nestes ensaios, fazer o teste do sistema completo. Cada ciclo de depuração pode ser longo, uma vez que algo pode falhar e novas soluções de fixação mecânica melhorando a rigidez ou o amortecimento devem ser pensadas. Toda a etapa de testes deve ser executada com rigor e sua documentação deve ser detalhada, pois uma falha no lançamento real leva à perda do satélite, uma vez que se trata de uma situação em que manutenções não podem ser realizadas.

2.4 Projeto térmico

Um dos grandes problemas de subsistemas com componentes eletrônicos, do ponto de vista térmico, é que, quando acionados, dissipam potência e, conseqüentemente, sofrem aquecimento. No caso de satélites, tem-se ainda um agravante: em órbita, os equipamentos não-pressurizados operam no vácuo e, portanto, não podem contar com a convecção para auxiliar em seu resfriamento. A convecção é um mecanismo de troca de calor entre corpos na qual um fluido como o ar remove calor de determinado corpo. É o caso da ventoinha soprando ar sobre a placa mãe de computadores domésticos, por exemplo. Por este motivo, é importante que placas ou subsistemas eletrônicos em equipamentos aeroespaciais sejam montados de forma a garantir um bom acoplamento térmico condutivo para permitir a dissipação de calor pelo mecanismo de troca de condução.

Além de componentes eletrônicos, partes estruturais de satélites também podem sofrer com os efeitos das variações de temperatura. Como tal, uma estrutura que contenha uma câmera de imageamento ou uma antena devem manter, ao longo da órbita de operação, seu apontamento para uma determinada região e, portanto, não podem sofrer desvios oriundos de efeitos de dilatação térmica. Neste caso, as temperaturas da estrutura que suporta a antena ou a câmera devem apresentar uma oscilação que não comprometa a funcionalidade do equipamento ao longo da órbita.

Neste contexto, o principal objetivo do projeto térmico de satélites é garantir que seus subsistemas, cargas úteis, componentes eletrônicos e partes estruturais permaneçam, ao longo de todas as fases da missão, com temperaturas dentro de limites predefinidos. Em

resumo, o projeto térmico deve garantir a confiabilidade e o sucesso da missão, evitando, assim, eventuais falhas de subsistemas ocasionadas por efeitos térmicos. Dentre as principais falhas associadas com as variações de temperatura em equipamentos aeroespaciais destacam-se:

- Falha de componentes eletrônicos devido ao superaquecimento ou resfriamento excessivo;
- Falha por fadiga térmica de componentes mecânicos;
- Ruptura ou perda de funcionalidade em função de efeitos termoelásticos;
- Deterioração termoquímica de materiais.

Em geral, a maioria dos componentes eletrônicos utilizados em equipamentos aeroespaciais apresenta uma faixa de funcionamento de temperatura (temperatura de operação) qualificada por testes. A Tabela 2.1 apresenta, como orientação geral, alguns valores típicos de limites de temperatura de operação para diferentes subsistemas de CubeSats. Nos casos em que as temperaturas ultrapassam os limites indicados, os componentes podem perder sua funcionalidade ou até mesmo falhar comprometendo o sucesso da missão.

Tabela 2.1: Valores típicos de temperaturas de operação de CubeSats

Subsistema	Temperatura mínima	Temperatura máxima
Antenas	-20°C	+60°C
Controle de atitude	-40°C	+70°C
Computador de bordo	-25°C	+65°C
Comunicação	-20°C	+60°C
Potência	-20°C	+70°C
Estrutura	-40°C	+80°C
Células solares	-40°C	+125°C

Fonte: [4]

2.4.1 Carregamentos térmicos

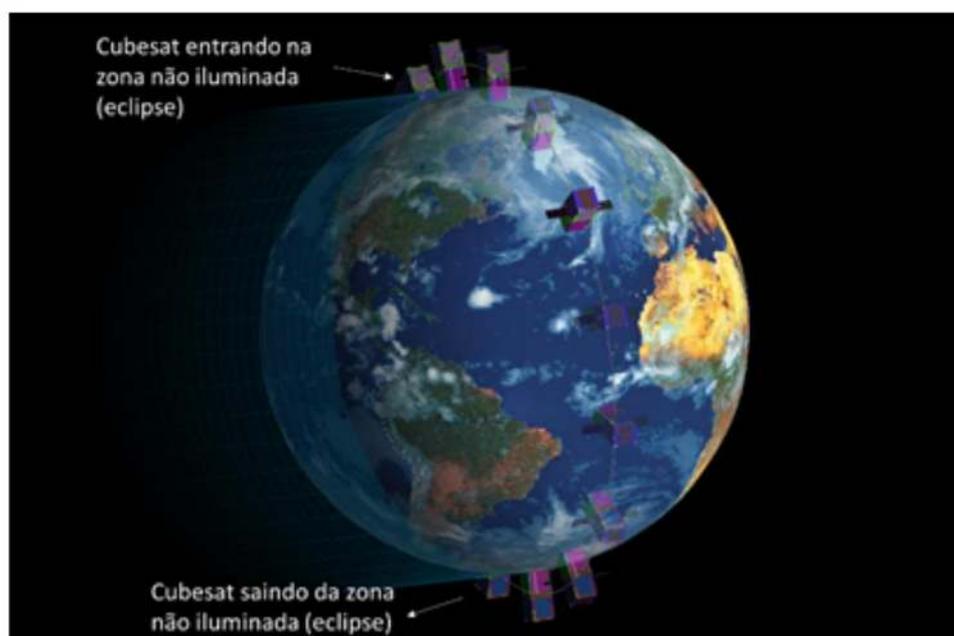
Os carregamentos térmicos atuantes sobre um satélite e que ocasionam as variações de sua temperatura podem ser divididos em duas parcelas principais. A primeira corresponde às cargas internas e são referentes à dissipação de potência de componentes eletrônicos quando acionados. Já a segunda parcela refere-se às cargas térmicas externas relacionadas com o ambiente espacial e com a órbita definida para a missão.

Para satélites em órbita terrestre baixa (LEO), típica de CubeSats, as principais cargas térmicas externas são oriundas das trocas de calor por radiação (no caso a radiação térmica). A radiação térmica representa um mecanismo de transferência de calor entre corpos na qual a energia se propaga na forma de uma onda em faixas específicas do espectro eletromagnético (infravermelho e luz visível) sendo emitida e absorvida pelas superfícies.

Esta radiação térmica incidente nas partes expostas de um satélite são dadas pelos fluxos orbitais classificados como: radiação solar direta, radiação de albedo e radiação terrestre. A radiação solar direta refere-se àquela emitida pelo Sol e atinge as faces do satélite no denominado período iluminado da órbita. O albedo corresponde à parcela de radiação solar refletida pela Terra e em geral apresenta maior intensidade também na região iluminada da órbita. Já a radiação terrestre representa a energia emitida pelo planeta e em geral é assumida constante ao longo de toda a órbita. Ao mesmo tempo em que os fluxos orbitais incidentes no satélite geram seu aquecimento, faces que estejam apontando para o espaço profundo, cuja temperatura em geral é assumida entre 2 K (-271°C) e 4 K (-269°C), tendem a perder calor e, portanto, sofrer resfriamento.

A Fig 2.4 ilustra diferentes posições de um CubeSat 2U ao longo de uma órbita polar, destacando a entrada e saída do equipamento da zona não iluminada, também chamada de zona de eclipse. Conforme descrito anteriormente, na zona de eclipse o satélite tende a se resfriar mais rapidamente uma vez que a radiação solar direta e albedo não atuam. Este balanço ao longo da órbita entre o calor perdido para espaço e o calor gerado internamente, somado com as parcelas de radiação incidentes, representam um desafio que deve ser avaliado no projeto térmico.

Figura 2.4: Ilustração de um CubeSat 2U ao longo de uma órbita polar.



Fonte: Autoria própria

Ainda é importante destacar que, apesar da fase orbital (equipamento em órbita) ser a mais desafiadora para o projeto térmico, a equipe de desenvolvimento também deve garantir que os limites de temperatura durante as fases em solo (por exemplo, durante o transporte) e durante a fase de lançamento e subida não sejam ultrapassados.

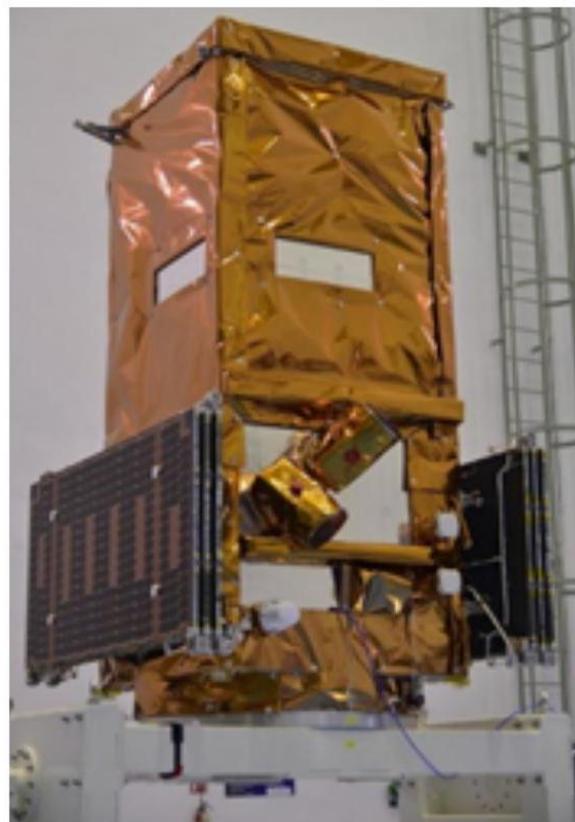
2.4.2 Soluções para o controle térmico

Diversos recursos de controle térmico podem ser adotados no projeto para garantir que as temperaturas permaneçam dentro das faixas de interesse. Um recurso comum para auxiliar o controle de temperaturas de satélites é o uso de revestimentos (tinta branca, tinta negra, superfícies refletoras, etc.). Estes revestimentos visam alterar as denominadas propriedades termo-ópticas da superfície onde estão aplicados, influenciando diretamente no mecanismo de troca de calor por radiação. Por exemplo, um radiador deve ser projetado para conseguir "descarregar" o calor gerado internamente e/ou absorvido em função dos fluxos orbitais. Neste caso, é desejável que seu revestimento apresente uma alta capacidade de emissão e ao mesmo tempo uma baixa capacidade de absorção de calor. Tais características são possíveis com a aplicação de tinta branca de uso aeroespacial.

Outro tipo de recurso amplamente utilizado no projeto térmico são as mantas térmicas isolantes (MLI - *Multi-Layer Insulation*). Tais mantas são fabricadas com diversas camadas de materiais com revestimentos especiais que refletem a maior parte da radiação incidente podendo ser utilizadas para isolar tanto partes externas como internas de satélites. A Figura 2.5 mostra as mantas MLI instaladas no satélite Amazônia 1, lançado em fevereiro de 2021 em Sriharikota, na Índia. Na imagem também é possível observar algumas regiões expostas que são os radiadores.

Os recursos descritos anteriormente, quando utilizados, compõem o denominado controle passivo de temperatura. Para equipamentos mais complexos e que exijam uma faixa de temperatura muito apertada, é comum a utilização de um controle ativo de temperatura. Neste caso, aquecedores elé-

Figura 2.5: Satélite Amazônia 1 com MLI instalado.



Fonte: [8]

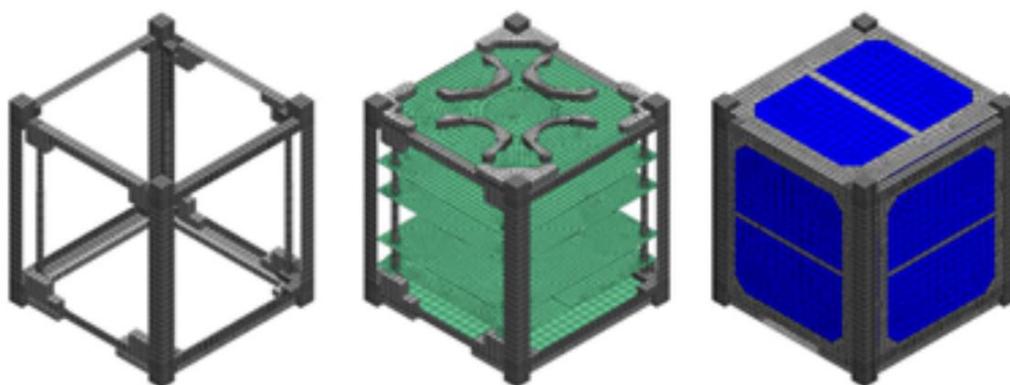
tricos (*heaters*) ou tubos de calor podem ser incorporados em posições específicas do equipamento, injetando ou removendo o calor por meio de acionamento eletrônico para controlar sua temperatura. No caso de CubeSats, em geral, o controle de temperatura é exclusivamente passivo em virtude da limitação de espaço físico.

2.4.3 Modelos térmicos

Os modelos térmicos computacionais são imprescindíveis durante as diferentes etapas de desenvolvimento de satélites, podendo ser aplicados desde a fase conceitual do projeto até a fase final em voo, [9]. Uma das grandes vantagens dos modelos térmicos computacionais é que eles permitem prever o comportamento do equipamento sob diferentes condições sem a necessidade de testes em um modelo físico ou protótipo. Os testes térmicos em satélites apresentam custos muito elevados, além disto pode ser que os requisitos necessários para execução destes testes sejam impraticáveis (por exemplo, testar altas taxas de variação de temperaturas). Nestas situações, os modelos computacionais representam a única alternativa para verificar o comportamento térmico do equipamento.

Dentre as possibilidades para geração de modelos térmicos destaca-se o método dos elementos finitos. Neste método, o domínio é discretizado (dividido) em uma malha formada por elementos conectados por nós, conforme ilustrado na Figura 2.6.

Figura 2.6: Ilustração de sequência de construção da malha de um CubeSat 1U.

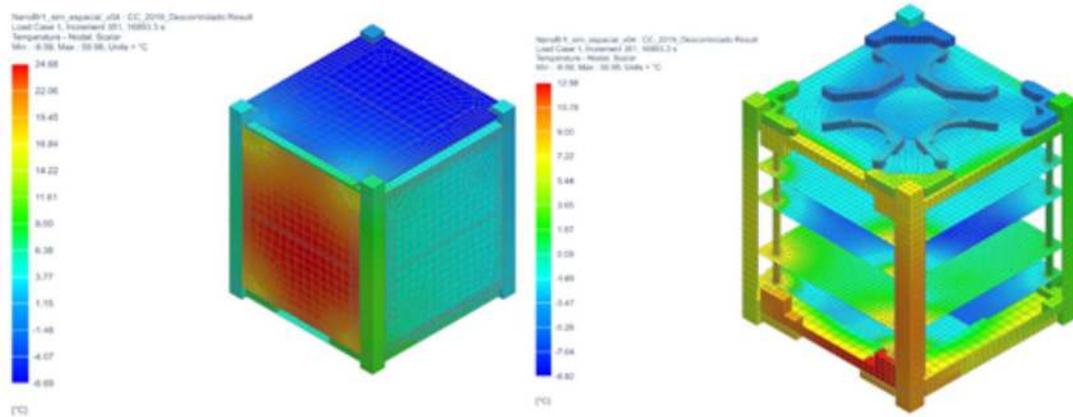


Fonte: Autoria própria

Após a geração da malha, propriedades termo-físicas como condutividade térmica, calor específico e densidade são atribuídas aos diferentes materiais e acoplamentos são configurados em conjunto com carregamentos térmicos permitindo assim que o modelo forneça a previsão de temperaturas na forma de um gradiente de cores conforme ilustrado na Figura 2.7.

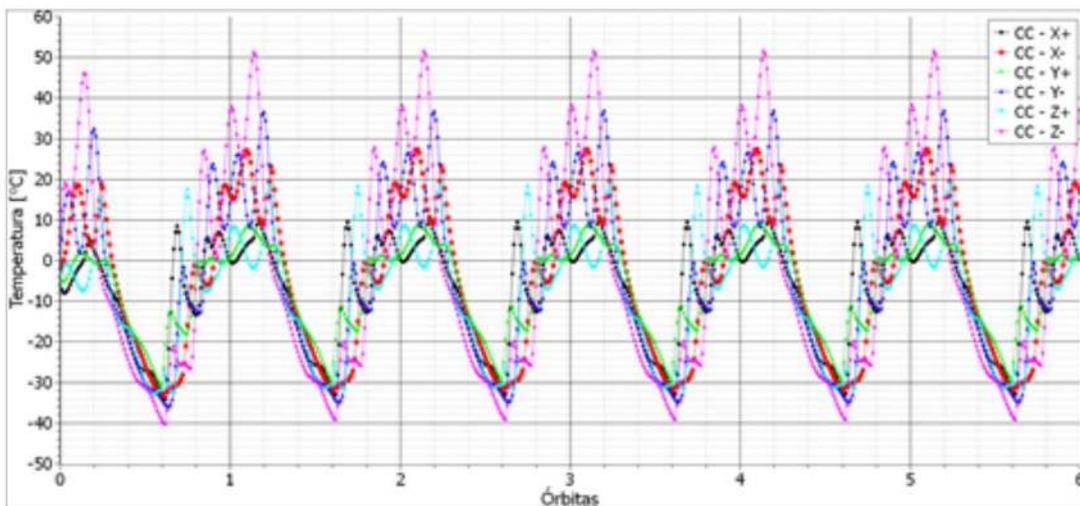
Resultados ao longo do tempo também podem ser obtidos pelas chamadas análises transientes. A Figura 2.8 ilustra um comportamento típico das temperaturas em diferentes faces de um CubeSat ao longo de várias órbitas. Neste exemplo, os resultados mostram que algumas faces oscilam entre temperaturas máximas de 50°C e mínimas de -40°C .

Figura 2.7: Exemplo de campos de temperatura em um modelo de CubeSat 1U.



Fonte: Autoria própria

Figura 2.8: Exemplo da evolução de temperatura em modelo de CubeSat 1U.



Fonte: Autoria própria

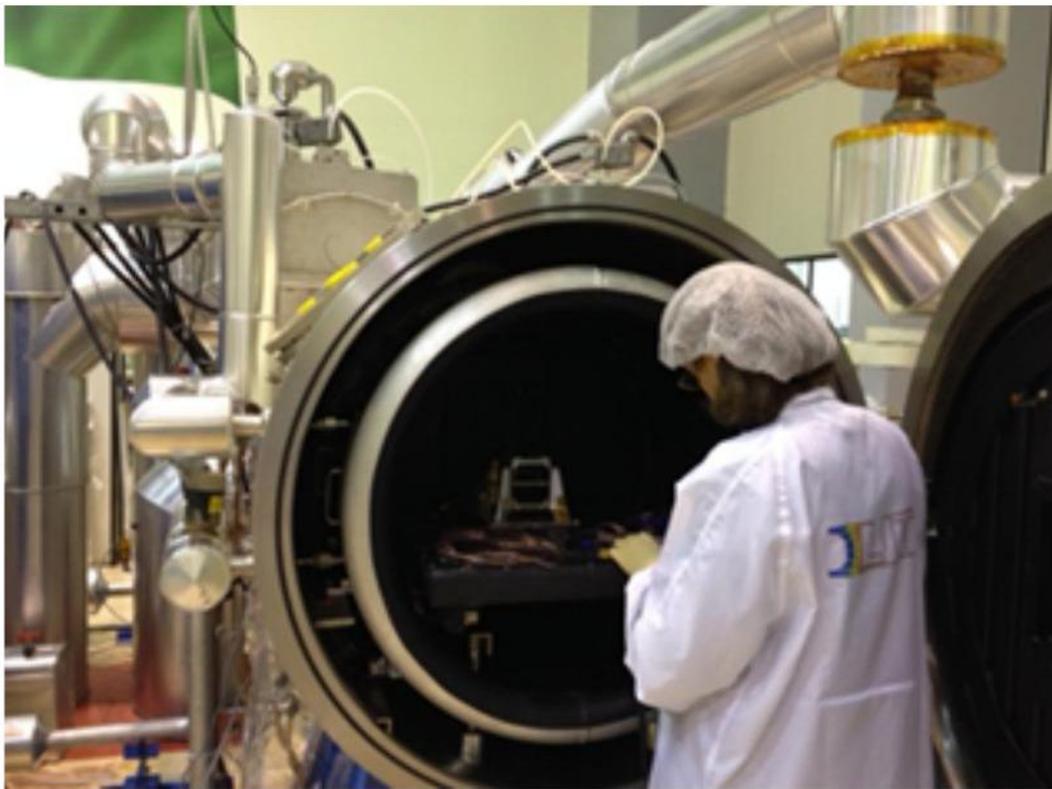
2.4.4 Testes térmicos

Os testes térmicos são executados nos subsistemas individuais e no satélite integrado para avaliar, em solo, seu comportamento em condições extremas de temperatura, [10]. Desta forma, pode-se identificar e corrigir possíveis falhas antes que o equipamento seja lançado para a sua órbita de operação. Os testes térmicos também fornecem resultados que podem ser empregados para a verificação e ajuste dos modelos computacionais de previsão de temperatura. Dentre os principais testes térmicos de equipamentos aeroespaciais destacam-se:

- **Ciclagem térmica:** neste teste o equipamento passa por diversos ciclos de aquecimento e resfriamento em patamares extremos de temperatura para verificar seu comportamento. O teste pode ser realizado em pressão ambiente no interior de uma câmara térmica ou em vácuo (utilizando uma câmara de termo-vácuo).
- **Termo-vácuo:** neste caso o equipamento é testado em um ambiente de vácuo para demonstrar seu funcionamento. Em geral, são aplicadas uma quantidade menor de ciclos de aquecimento e resfriamento que o imposto no teste de ciclagem térmica, porém com tempos de permanência em patamares extremos de temperatura mais longos.
- **Bakeout:** neste teste o equipamento é aquecido em vácuo para permitir que materiais passem por um processo de desgaseificação e assim eliminar possíveis contaminantes antes do lançamento. Em geral, este é um teste obrigatório para CubeSats.
- **Choque térmico:** teste aplicável em subsistemas que ficam expostos ao ambiente espacial como, por exemplo, placas solares e antenas. O teste serve para avaliar a capacidade destes equipamentos em suportar, sem apresentar falhas, as variações repentinas de temperatura ao longo da órbita de operação.

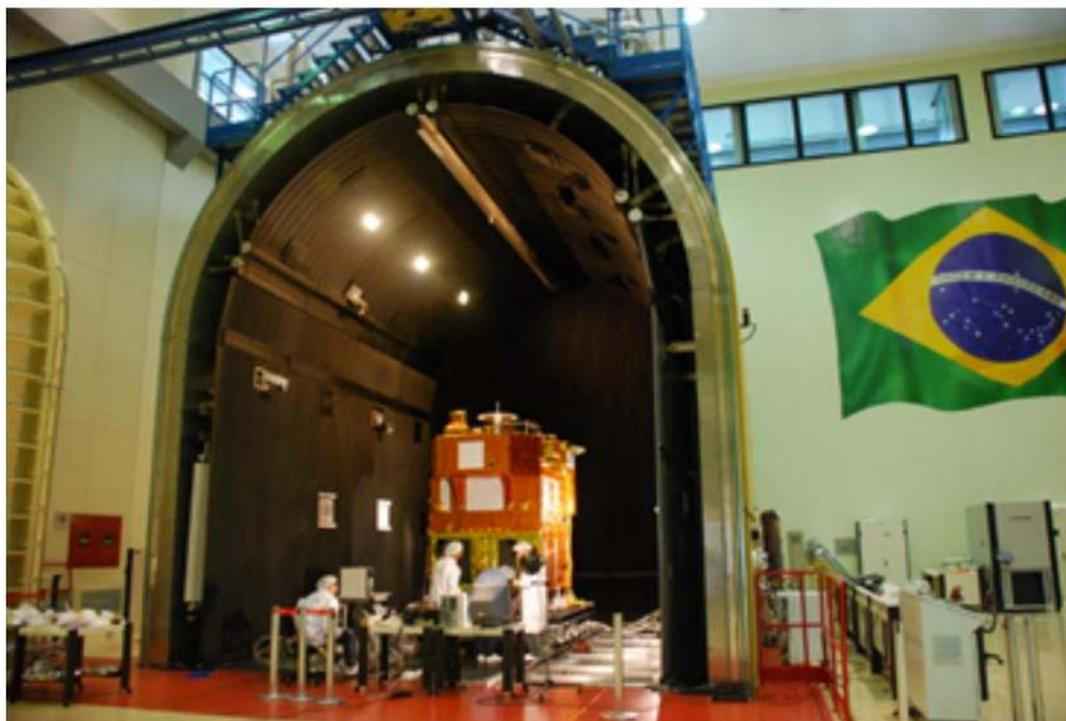
Os níveis, o tempo de permanência e as taxas de variação de temperatura destes testes térmicos dependem do modelo / protótipo em análise. Níveis de qualificação são aplicados em modelos que ainda estão em desenvolvimento e não serão lançados para a órbita. Por outro lado, em modelos de voo que serão lançados, são aplicados os denominados "níveis de aceitação", os quais são menos agressivos para o equipamento. A Figura 2.9 mostra a preparação para o teste de termo-vácuo de um protótipo do NanoSatC-Br1. Na imagem pode-se observar o CubeSat posicionado sobre uma mesa no interior de uma câmara térmica de pequeno porte localizada no LIT/INPE. No caso de equipamentos de grande porte, o mesmo laboratório do INPE dispõe de uma câmara térmica com dimensões internas de aproximadamente 6 m de largura, 8 m de profundidade e 7.5 m de altura dedicada a testes de satélites. Na Figura 2.10 é mostrada esta câmara sendo preparada para o teste do satélite da família CBERs.

Figura 2.9: Preparação para o teste do protótipo térmico do NanoSatC-Br1.



Fonte: [11]

Figura 2.10: Preparação para o teste do protótipo térmico do satélite CBERS-3.



Fonte: [12]

Referências

- [1] P. W. FORTESCUE, G. G. SWINERD, and J. P. W. STARK, *Spacecraft systems engineering*. Chichester, England: John Wiley & Sons, 4th ed., 2011.
- [2] ECSS-E-HB-32-26A - *Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook*. February 2013.
- [3] ECSS-E-ST-10-04C - *Space engineering. Space environment*. November 2008.
- [4] ECSS-E-ST-31C - *Space engineering. Thermal control general requirements*. November 2008.
- [5] INPE, "Concluídos testes mecânicos para lançamento do CBERS 04A." http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=5035, 2019.
- [6] ECSS-E-HB-32-25A - *Space engineering. Mechanical shock design and verification handbook*. July 2015.
- [7] ECSS-E-10-03A - *Space engineering. Testing*. February 2002.
- [8] INPE, "Campanha de lançamento do Amazonia 1 em andamento." <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/campanha-de-lancamento-do-amazonia-1-em-andamento>, 2021.
- [9] D. G. GILMORE, *Spacecraft Thermal Control Handbook, Vol. I: Fundamental Technologies*. El Segundo, California, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., The Aerospace Press, 2nd ed., 2002.
- [10] R. D. KARAN, "Satellite thermal control for systems engineers," in *Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 16, (El Segundo, California, USA), AIAA publishing, 1998.
- [11] INPE, "NanoSatC-BR - galeria de fotos." http://www.inpe.br/sul/nanosat/centrais_conteudo/galeria/#, 2021.
- [12] INPE, "Laboratório vácuo-térmico." https://www.lit.inpe.br/pt-br/laboratorio_vacuo_termico, 2012.

3. Lançamento



Danilo Sakay (AEB)

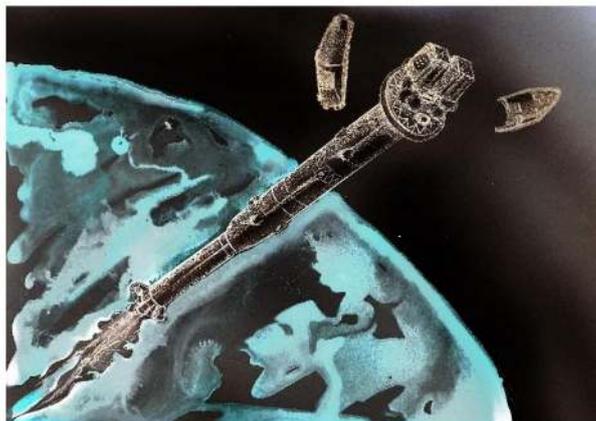
3.1 Introdução

Todo projeto de satélites passa por uma fase crítica de transporte e inserção em órbita, na posição e na velocidade desejada. A mecânica orbital e detalhes tecnológicos envolvidos nos processos discutidos são apresentados no texto apenas no limite necessário à compreensão da complexidade em alcançar uma posição específica fora da Terra, com características dinâmicas extremamente precisas. Não se preocupem, as equações foram poupadas em troca de um texto explicativo com raízes em princípios físicos e conceitos intuitivamente presentes no dia a dia.

Ilustrações serão muitas vezes fornecidas apenas como forma de apresentar exemplos e estimular a curiosidade. Esperamos que as pessoas mais interessadas em cada assunto específico sigam seus estudos em direção à área de atuação almejada; com a consciência de que, independentemente do tema escolhido, há muito o que se estudar e muito a ser descoberto em avanços tecnológicos futuros.

A figura 3.1 ilustra o momento de separação das coifas de um foguete, expondo sua carga útil ao ambiente espacial. A manobra representa o momento em que a trajetória adentra em uma região de baixa densidade atmosférica e mínimos efeitos aerodinâmicos, não necessitando mais da camada de proteção. Foguetes orbitais e suborbitais buscam atingir altitudes acima da área conhecida como "Linha de Kármán", linha imaginária que define o limite espacial em torno da Terra. A linha, no entanto, é mais próxima de uma região em torno de 100 km de altitude, porém sem consenso absoluto na altitude exata. A título de comparação, aviões usualmente voam entre 6 e 15 km com casos extremos atingindo valores perto de 30 km ou mais.

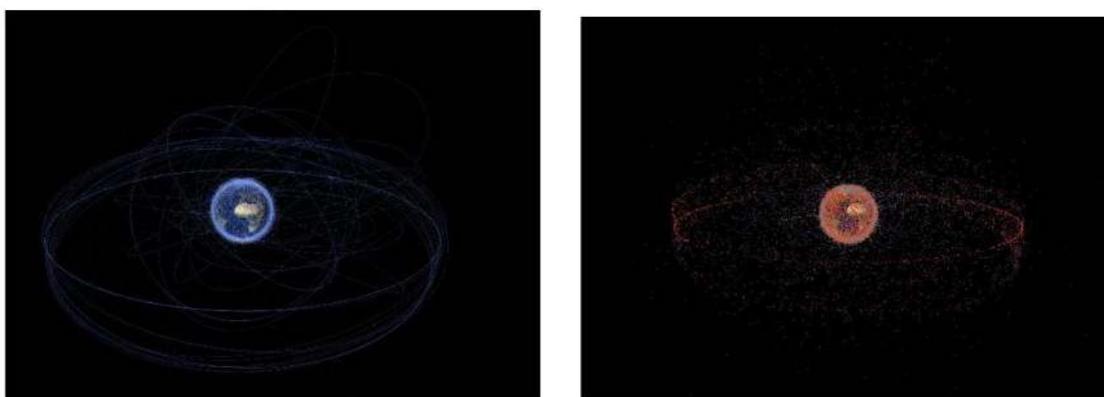
Figura 3.1: Momento de separação das coifas de um foguete.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

Para aplicações práticas voltadas à Terra, almejamos na grande maioria dos casos a inserção em órbita terrestre. Como apresentado no Capítulo 1, as altitudes das órbitas são separadas em regiões baixa, média e alta. Em órbitas baixas possuímos a grande maioria dos objetos espaciais como satélites e estações espaciais. A região compreende altitudes entre 200 km e 1600 km, considerando que a Estação Espacial Internacional (ISS) se encontra a aproximadamente 400 km.

Figura 3.2: Satélites ativos (azul) e inativos (vermelho) na órbita terrestre.



Fonte: <http://stuffin.space>

Nas imagens da Figura 3.2, notamos a grande quantidade de satélites situados em órbita terrestre, ativos, em azul, ou inativos, em vermelho. Observamos em linhas azuis as trajetórias dos diversos tipos de satélites. Satélites utilizados por sistemas de navegação global (GNSS), como é o caso do GPS, se encontram em órbitas médias em regiões próximas a 21000 km e em posições que desenham uma esfera em torno da Terra. Já a grande parte de satélites de telecomunicações estão em órbitas altas, em um "cinturão" com condições geoestacionárias bem mais distante. Um exemplo é o satélite brasileiro SGDC (Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas), em órbita a aproximadamente 35800 km de altitude. Ainda, encontramos objetos em órbitas elípticas com centenas de quilômetros de perigeu (posição mais próxima) e milhares de quilômetros em

apogeu (posição mais distante).

Se torna claro, uma vez exposta a multitudine de condições consideradas como orbitais à Terra, que missões de lançamento são extremamente específicas a cada necessidade. Rotas com maior interesse global vieram a receber uma maior cadência de lançamentos e assim maior facilidade de acesso. Contrariamente, missões com condições atípicas podem vir a ser praticamente inviáveis face às complexidades de operações e altos custos. Um ponto de convergência deve sempre ser encontrado entre o projeto de aplicação do objeto espacial e a escolha de transporte da carga útil.

Aqui, nos referimos à carga útil como todo o artefato espacial a ser transportado que não faça parte do veículo lançador. Ou seja, a missão de todo o sistema de transporte gira em torno de tornar possível a utilização correta da carga útil a partir do transporte seguro e posicionamento preciso.

Como veremos adiante, muitos fatores são relevantes ao processo de lançamento e posicionamento de um satélite. Estamos na superfície da Terra, cercados por uma camada atmosférica que varia em composição e densidade de acordo com a altitude e com movimentos fluidos em pequena e grande escala. Na Terra, também estamos sujeitos aos benefícios e complexidades de todos os seus campos, inclusive o gravitacional.

A luta contra a gravidade é o principal desafio no acesso ao espaço, impondo condições que praticamente inviabilizam a "saída" da Terra. Pensaremos em tudo isso adiante, contando com o acesso a teorias clássicas e simples que auxiliam a compreensão de conceitos comuns a qualquer projeto de transporte espacial existente.

Há uma razão para que sistemas de lançamento e foguetes sejam vistos como um extremo tecnológico, tanto em capacidade quanto em desafios. Como será demonstrado posteriormente no material, o acesso ao espaço envolve missões com alto balanço energético e risco operacional. Desta forma, para o cliente representante da carga útil embarcada, o momento do lançamento é a conclusão de longos estudos e escolhas, representado em instantes de intensa atenção e esperança.

Além dos riscos esperados e inesperados, operações de lançamento não são missões de baixo custo. Uma das formas mais diretas de redução de riscos e custos é relacionada à correta seleção de órbita de operação da carga útil, da compatibilidade ao veículo lançador utilizado e do local de lançamento.

O local de lançamento é definido em função de parâmetros operacionais e geopolíticos, sendo posicionados de forma estratégica pelos governos e empresas responsáveis pelo serviço de lançamento. A posição no globo define facilidades e dificuldades de acesso a certas órbitas. O grau de latitude do local define os limites práticos de transporte às diferentes órbitas. Neste ponto, o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) se encontra em uma posição privilegiada com acesso prático a uma ampla gama de órbitas, graças à sua latitude de -2.3° com relação à linha do Equador. Quando citam uma economia

em combustível para lançamentos a partir do CLA nas notícias, se referem, na verdade, à menor necessidade de deslocamento para atingir órbitas equatoriais e muitas outras.

Como veremos ao longo do capítulo, operações envolvendo o lançamento de foguetes possuem outro fator constringente relacionado à própria trajetória do veículo com relação à superfície terrestre. Idealmente foguetes devem sobrevoar regiões inabitadas, sendo escolhido muitas vezes regiões oceânicas para a projeção do voo enquanto em baixas altitudes. Este é outro benefício dos dois centros de lançamento brasileiros (CLA e CLBI), onde ambos possuem acesso à costa com geometria ideal à escolha de múltiplas possíveis trajetórias seguras. A Figura 3.3 expõe um levantamento dos centros de lançamento em todo o mundo no ano de 2021, contendo aqueles utilizados para operações orbitais e suborbitais.

Figura 3.3: Campos de lançamento de foguetes espaciais ativos no mundo em 2021.



Fonte: [1]

O transporte espacial é um processo realizado por sistemas extremamente precisos. Os sistemas para acesso ao espaço podem ser consolidados e ao longo de múltiplos voos bem-sucedidos, se tornando pontos de acessos confiáveis e padronizados. Por outro lado, em missões mais complexas, é comum que o sistema dedicado conte com modificação e trajetórias específicas a cada caso. Como exemplos, podemos imaginar a diferença de complexidade entre uma missão corriqueira de abastecimento à Estação Espacial Internacional (ISS) e a missão de uma sonda que busca contato com a Lua ou outros corpos celestes. Ainda mais complicado se a carga útil da missão conter seres humanos.

Veremos ainda que, fora as dificuldades naturais encontradas na vontade de acessar o espaço, há questões técnicas na operação de tais sistemas que podem vir a danificar

ou mesmo inviabilizar o transporte da carga útil. Exemplos simples são encontrados em acelerações, vibrações e mesmo alterações de pressão. Para melhor entender tais efeitos, deve-se conhecer bem o funcionamento destes sistemas de lançamento bem como os princípios físicos que norteiam nosso conhecimento sobre o próprio movimento de um corpo. Movimento é a base de todo o nosso problema.

3.1.1 Newton & Movimento

Sir. Isaac Newton, conhecido por ser consistentemente a pessoa mais inteligente na mesa, percebeu que havia um problema no conceito de movimento de partículas aceito na época. De fato, acreditavam todos que objetos sempre tendiam ao repouso, e por essa razão uma carroça eventualmente pararia de rolar morro abaixo (sendo ainda mais difícil empurrá-la morro acima). Newton concluiu que um corpo em repouso tende sim a ficar em repouso caso não haja uma força capaz de movê-lo. Mas, mais importante, concluiu que um corpo em movimento, sem a presença de forças externas, tenderá a continuar em movimento em linha reta e com igual velocidade.

Podemos juntar esses dois conceitos como uma interpretação livre da primeira Lei de Newton. O que se pensava ser a tendência da carroça a parar era na verdade uma composição de forças externas; como o atrito nas conexões das rodas, o atrito com o chão, a gravidade agindo sobre a massa e assim por diante. Conhecemos popularmente este postulado como a Lei da Inércia. Avançando para a sua segunda Lei, Newton introduz uma das fórmulas mais conhecidas da física: a força é igual ao produto da massa pela aceleração. De forma mais intuitiva, para alcançar uma aceleração igual entre dois corpos de massas diferentes, sabemos que a força necessária para acelerar o maior corpo será maior. Juntando as duas questões apresentadas, podemos concluir que é mais fácil empurrar um carro menor ladeira abaixo do que um ônibus ladeira acima. A parte da ladeira é relacionada diretamente à ação da gravidade sobre o carro e suas projeções vetoriais proporcionais ao ângulo da inclinação.

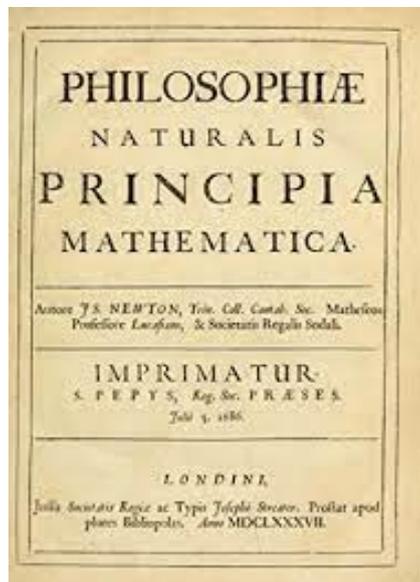
Sua terceira lei para o movimento é com certeza a mais utilizada fora do contexto da física para descrever *karma* comportamental (ações e reações). De forma livre, é postulado que ao aplicarmos uma força sobre um corpo, recebemos deste corpo uma força de igual módulo e direção e sentido invertido. Ou seja, as forças acontecem em pares. Lembramos da explicação acima que a força é intrinsecamente relacionada às massas e acelerações envolvidas.

Um exemplo mais intuitivo para a Terceira Lei, chamada aqui de ação e reação, é encontrado na ação de sair de uma pequena canoa. Imagine que está sozinho em uma leve canoa, preparando para pular desta para o cais. Ao efetuar a força do pulo, a diferença de massa entre seu corpo e a leve canoa faz com que a reação sobre ela tenha uma aceleração superior àquela resultante no seu corpo. O resultado é simples, a canoa é

ejetada para trás e você não obteve a aceleração necessária para um pulo bem-sucedido.

Suas três leis foram publicadas em 1687 no livro *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*, o qual é uma das bases mais sólidas para a compreensão da física por trás do movimento de partículas e sistemas de partículas, com teorias válidas para a descrição do movimento de corpos na Terra e no espaço. Se pensarmos bem, a descrição de um problema onde há a ação de forças externas ao longo de uma trajetória não é simples. Torna-se necessária a capacidade de diferenciar instantes e integrá-los ao longo de uma dada trajetória. Newton resolveu o problema apresentando o cálculo diferencial e integral, abrindo o caminho para uma nova era na matemática unida à física natural.

Figura 3.4: Imagem da capa da publicação *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica* de 1687 por Isaac Newton.



Fonte: Biblioteca Britânica

3.1.2 Movimento & Energia

A partir das explicações de Newton para o movimento, e de seus recursos matemáticos para a descrição da física, podemos contemplar como gerar o movimento necessário para sair da Terra. Afinal, estamos continuamente sujeitos à ação da força gravitacional e outros efeitos externos. Na verdade, grande parte da motivação dos estudos de Newton nasceu em seu interesse em órbitas e astrodinâmica, levando-o inclusive a derivar as Leis de Kepler a partir da teoria gravitacional e suas leis de mecânica, [2].

Seus contemporâneos, Huygens e Leibnitz, introduziram o conceito de força viva e morta que seriam posteriormente adaptados a noções de energia cinética e potencial. A aplicação de tais teorias à mecânica celestial resultou em uma das bases para descrição de dois objetos em rotação com atração gravitacional mútua, a equação de força viva. Dessa equação podemos derivar a equação de energia mecânica específica para atingir uma órbita desejada e calcular a velocidade necessária para alcançar as condições dinâmicas desejadas (em km/s por serem valores muito altos). Órbitas baixas possuem velocidades superiores às encontradas em órbitas mais distantes, consequência da proximidade ao centro da Terra. Para altitudes de 100 a 500 km, velocidades podem atingir valores entre 7.84 e 7.61 km/s. Órbitas geostacionárias possuem velocidades inferiores, com altitude de 35786 km e velocidade de 3.07 km/s.

Velocidades de escape também são mais altas para órbitas baixas; sendo exigido

11.01 km/s para escapar de uma órbita a 200 km de altitude, em comparação a 4.35 km/s a 35786 km. Tais cálculos servem igualmente à realização de manobras de transferência de órbitas ou mesmo de aceleração para escape rumo a missões de espaço profundo.

3.1.3 Energia & Espaço

Voltando para a questão do lançamento. Quanto maior o tamanho do projétil e maior a velocidade necessária, maior é a aceleração e a força necessárias. A consequência é uma maior reação em sentido oposto. No exemplo de uma pistola, a pessoa que opera é significativamente maior do que o projétil (ou bala), sendo tolerável o efeito da reação (ou tranco). Ainda assim, a alta aceleração imposta sobre a bala resulta em uma força significativa que pode pegar de surpresa um operador inexperiente com uma arma de grande porte.

No caso de um canhão, estes precisam ser massivos e possuir formas de absorção da energia cinética gerada em reação ao movimento do grande projétil. Os conceitos de ação e reação entram em jogo na troca de energia imposta ao projétil e absorvida pelo canhão e seus arredores. Na Figura 3.5 vemos um exemplo extremo no canhão de trilhos americano que, ainda assim, nunca seria capaz de inserir um satélite de poucos quilos e pequenas dimensões em órbita.

Figura 3.5: Fotografia de um canhão americano calibre 50 polegadas montado sobre trilhos (*US 14 inch 50-caliber gun on Mk II railway mounting*).



Fonte: "Railway Artillery: A Report on the Characteristics, Scope of Utility, Etc., of Railway Artillery", vol.I, página 66, por Harry W. Miller, Exército dos Estado Unidos.

Para inserção em órbita, precisamos impulsionar uma carga útil de quilos ou mesmo toneladas de massa, a velocidades superiores a 10 km/s (ou 36000 km/h). Difícil tarefa para um canhão. A energia é sempre um parâmetro importante da solução, desde a velocidade de órbita à reatividade do material responsável pela explosão que impulsiona o projétil. Compostos como a pólvora possuem o potencial de reação química extremamente rápida e com a geração de muita energia. De uma forma simplificada, os gases gerados pela reação empurram a bala para um lado e a arma para o outro. Assim, quanto mais energia gerada e explorada na arma, maior será o alcance da bala.

3.2 Por que um foguete?

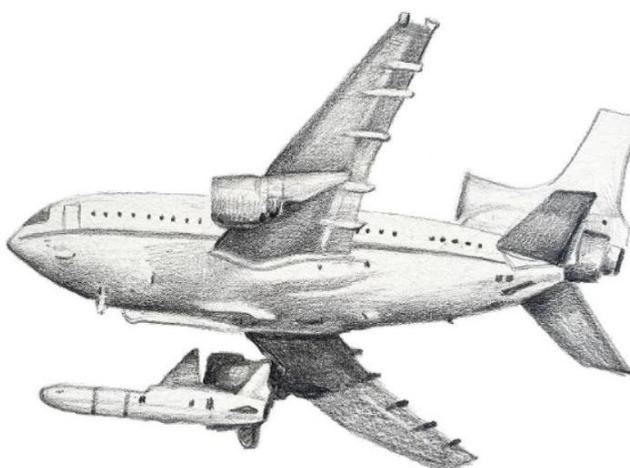
Podemos rapidamente começar a imaginar canhões gigantes com canos longos e muito material explosivo, o que faz sentido até um certo porte. Vários parâmetros limitam o tamanho destes dispositivos; como os limites de materiais existentes na Terra, tanto para a reação química quanto para a resistência da estrutura à explosão. Para os curiosos, existem ainda fatores específicos menos óbvios como ondas de choque e limites de velocidade dos gases gerados dentro do canhão.

Vale citar que já foram construídos canhões capazes de lançar projéteis experimentais a altitudes espaciais em condições suborbitais. Projetos com explosivos possuem as limitações físicas e químicas já citadas, enquanto aceleradores (ou catapultas) com dispositivos elétricos e magnéticos possuem outros desafios igualmente complexos. Pense, por exemplo, em uma bola de papel jogada pela janela que, ao traçar uma trajetória simples como uma parábola, pode ter um local de pouso altamente perturbado pelas forças externas como o vento. A interação do projétil com o meio ao longo de sua trajetória (gases, líquidos e sólidos) age como forças de resistência ao movimento inicial pela força de lançamento.

Aviões e veículos similares são extremamente úteis para transporte aéreo de cargas, principalmente graças ao fato de que possuem sustentação aerodinâmica aliada à geração de forças contínuas com a utilização de motores em que combustível reage com o ar atmosférico. No entanto, tais capacidades são reduzidas em altitudes em que há menos ar como acima de Linha de Von Kármán.

Independentemente do método utilizado para atingir altitudes superiores e maiores velocidade iniciais de lançamento, há sempre um ponto em comum em projetos de transporte espacial: no final de tudo há sempre um foguete.

Figura 3.6: Concepção artística de um avião realizando o lançamento de um foguete em voo.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

Foguetes foram introduzidos à imaginação humana por Jules Verne em 1865, apenas 100 anos antes da chegada da raça humana à Lua. Tendo suas primeiras versões testadas no início do século, a evolução deste meio de transporte é admirável. Impulsionados por guerras frias e corridas espaciais, chegamos de pequenos experimentos suborbitais à superfície de Marte e além. Tudo isso em menos de 100 anos do primeiro foguete, testado em 1926 pelo pioneiro Robert Goddard, [3].

A rápida ascensão de aplicações espaciais, aliada à evolução tecnológica incremental de componentes, consolidou o foguete como principal meio de acesso ao espaço e de transporte de cargas úteis a posições espaciais e a condições dinâmicas precisas. Uma das características comuns a todos os veículos de acesso ao espaço é a utilização de reações químicas para a criação de movimento. Assim como em aviões, certos componentes químicos são selecionados por sua alta capacidade de liberação de energia a partir de pequenas quantidades. Diferentemente de aviões, o foguete não utiliza o ar atmosférico como um dos componentes de sua reação química. Opta-se, pela restrição de operação em altitudes acima de 100 km, pela utilização de uma composição de todos os elementos necessários para provocar a reação. Esse é um dos motivos de alto risco na operação de foguetes, sua capacidade de reagir e mesmo explodir antes e durante o lançamento, [4, 5].

3.2.1 Química & Física

De forma geral, podemos considerar uma explosão como a liberação muito rápida de energia, associada a uma expansão dos gases em um jogo de pressões, volumes e temperaturas. Como discutimos anteriormente, em muitas aplicações encontramos componentes químicos reativos que liberam energia e gases a alta pressão, responsáveis pela energia aproveitada como força em sistemas de lançamento de projéteis. No extremo das explosões existem as detonações, caracterizadas pelas velocidades supersônicas criadas pela explosão de materiais muito reativos em condições específicas. Por outro lado, se a taxa de reação for adaptada à liberação e dissipação gradual destes gases, teremos um processo de combustão sustentável. Um exemplo de longa duração seria a queima de lenha em uma fogueira.

Quando falamos do processo de combustão utilizado em foguetes, nos referimos a um sistema capaz de manter a reação química ocorrendo por mais tempo do que em armas ou canhões e de forma mais reativa do que em fogueiras. O objetivo é o aproveitamento das altas temperaturas e pressões geradas pela oxidação dos componentes químicos reagentes, com controle das velocidades dos gases e do tempo de queima. De fato, um motor de foguete produz uma força contínua decorrente do processo de combustão, podendo em alguns casos ser mesmo controlada ou reiniciada múltiplas vezes. Para foguetes, os materiais reagentes (combustível e oxidante) são referidos como propelentes.

Em um foguete, a terceira Lei de Newton pode ser encontrada na reação do foguete

à força gerada. Assim como um balão de festa ejetando ar enquanto voa pela sala, um foguete voa graças à reação da força gerada pela massa e aceleração dos gases ejetados.

Gases de combustão são gerados dentro do que se chama a câmara de combustão do motor do foguete. Esses gases, gerados na câmara de combustão, passam por um processo de aceleração para aproveitamento da alta pressão resultante do processo químico e são expelidos a altas velocidades. Quando pensamos no nosso exemplo inicial da bola de canhão, os gases são como sistemas compressíveis de partículas com inúmeras minúsculas bolas de canhão em um lindo jogo de equilíbrio entre pressões e velocidades. Não se preocupe, tudo se explica com um pouco de química e alguns ensinamentos de Newton.

3.2.2 Acertando a mira

A correta utilização do satélite dependerá da precisão de inserção em órbita, [6]. Alguns satélites maiores possuem capacidade propulsiva própria que, mesmo sendo significativamente inferior à de um foguete, é capaz de realizar correções de órbita e manobras de transição. No entanto, é a função do foguete de se aproximar ao máximo do objetivo com precisão de posição e de velocidades.

Uma forma simples de entender o conceito de precisão de um foguete é imaginar que possuímos um "portal de acesso", à órbita desejada, na qual precisamos entrar com ângulos exatos para velocidades exatas. Principalmente, deve-se atentar aos outros satélites já em órbita, de forma a evitar colisões ou interferência em suas operações.

Para garantir uma maior precisão, foguetes possuem sistemas de Guiamento, Navegação e Controle (GNC), responsáveis pela manutenção da trajetória nominal calculada em função de todos estes parâmetros apresentados. O sistema deve ser capaz de corrigir maus funcionamentos do foguete assim como efeitos externos que alterem a trajetória (como ventos fortes). Exemplos menos óbvios são relacionados a temperatura, pressão e densidade atmosférica ao longo do voo, que podem afetar a geração de força dos motores do foguete.

Condições atmosféricas são também relacionadas a efeitos de arrasto e aquecimento aerodinâmico além de vibrações e exigências estruturais, [7]. Na Figura 3.7 vemos um exemplo de interferência externa quando o foguete russo Soyuz é atingido por um raio durante os primeiros instantes de voo a baixa altitude. Por ser um veículo extremamente confiável após décadas de operação, os responsáveis se permitem a realização de lançamentos em condições climáticas desfavoráveis. Para que seja possível corrigir tais eventos inesperados, o sistema de Navegação do foguete mede e calcula posições instantâneas do foguete com relação ao local de lançamento e outros pontos de referência disponíveis. Assim, estes dispositivos são capazes de medir internamente a aceleração instantânea do foguete e calcular sua velocidade e direção.

Importante saber que um sistema GPS comum não é adequado para os uso em foguetes, devido a restrições de velocidade máxima e problemas de precisão para trajetórias com variações extremas de altitude. Existem sistemas com fusão de dados aos obtidos por um GNSS como o GPS, sendo o receptor muito mais complexo e desenvolvido especificamente para as condições dinâmicas extremas.

De forma contínua, o sistema de guiamento calcula a nova posição instantânea do foguete a partir de dados de aceleração e velocidade. A posição é comparada à trajetória nominal e correções são definidas e enviadas ao sistema de controle. O controle de trajetória de um foguete pode ser realizado de diversas formas, como pelo direcionamento do vetor força gerado pelo motor ou mesmo com o auxílio de sistemas secundários capazes de gerar forças em pontos e eixos específicos.

Figura 3.7: Imagem do foguete russo Soyuz sendo atingido por um raio durante o lançamento do satélite de navegação Glonass-M a partir do cosmódromo de Plesetsk em 27 de maio de 2019.



Fonte: Roscosmos/Dmitry Rogozin

3.3 Limites do foguete

O objetivo de um veículo lançador de satélites é escapar das amarras da gravidade terrestre através da produção de energia e aceleração. A ideia principal e comum a todos os foguetes pode ser encontrada na equação dos foguetes, apresentada pelo pioneiro Konstantin Tsiolkovsky em 1903, [8].

A equação possui três variáveis, concluindo que ao se fixar duas delas a terceira estará pré-determinada. Podemos pensar nas três variáveis como componentes energéticos da equação: a componente de alteração de velocidade (necessária na luta contra a gravidade); a energia disponível da reação química e aproveitada pelo motor do foguete (componente relativo à velocidade de exaustão dos gases de combustão); a quantidade de propelente em relação à massa total do foguete (quanta energia temos contra o quanto carregamos). A componente de velocidade, ou energia utilizada para vencer a gravidade, é uma função da trajetória onde quanto maiores as velocidades maior a energia necessária. Órbitas, como citamos anteriormente, exigem ainda uma velocidade adequada à correta inserção; de forma que o foguete ainda precisa realizar uma manobra de precisão

associada a uma aceleração a velocidades na ordem de dezenas de milhares de quilômetros por hora. Por essa razão, existem foguetes de sondagem suborbitais com apogeu acima de 200 km, mas que não são capazes de acessar órbitas baixas na mesma altitude. Foguetes de sondagem não são capazes de inserção em órbita. Um exemplo pode ser encontrado no foguete brasileiro VSB-30, capaz de atingir altitudes acima de 250 km para a realização de experimentos em microgravidade e validação de componentes em desenvolvimento.

3.3.1 Foguetes brasileiros

Figura 3.8: VSB-30

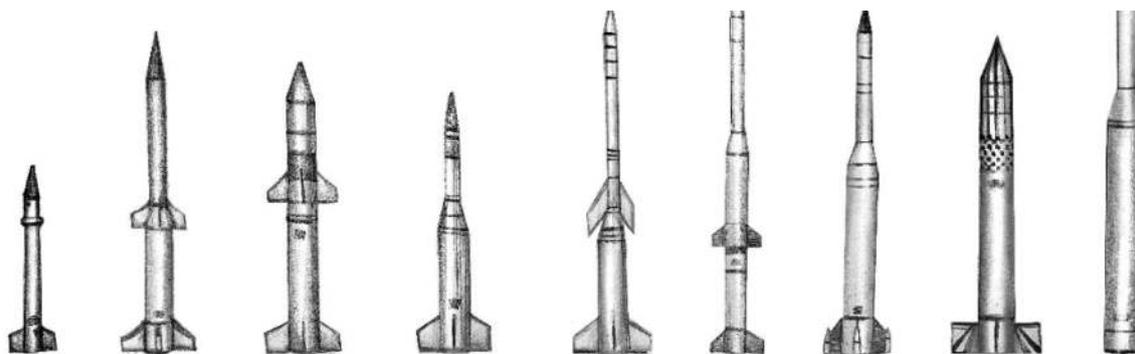


Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

O Brasil possui uma longa história de desenvolvimento de foguetes de sondagem. Estes esforços geraram famílias de veículos suborbitários e avanços tecnológicos que hoje nos levam a acreditar em futuros lançamentos de satélites por sistemas nacionais. Destes veículos de sondagem, certamente o mais bem sucedido é o previamente citado VSB-30 (ilustrado na Figura 3.8 ao lado). Este representa nossa maior e mais longa história de lançamentos bem-sucedidos e de missões completas de forma satisfatória.

Na Figura 3.9 são ilustrados os foguetes de sondagem brasileiros, iniciando com o pequeno Sonda I, passando pelos quatro modelos da série Sonda e adentrando nos mais recentes veículos suborbitais como o VSB-30 e VS-40. Atualmente o Brasil está desenvolvendo o veículo suborbital VS-50, que será a base tecnológica para o almejado lançador de micro satélites, o VLM. Existe uma rota tecnológica nacional para o desenvolvimento de tecnologias incrementais, possibilitando a criação de veículos cada vez mais capazes e competitivos no mercado mundial de acesso ao espaço.

Figura 3.9: Concepção artística dos foguetes de sondagem brasileiros.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

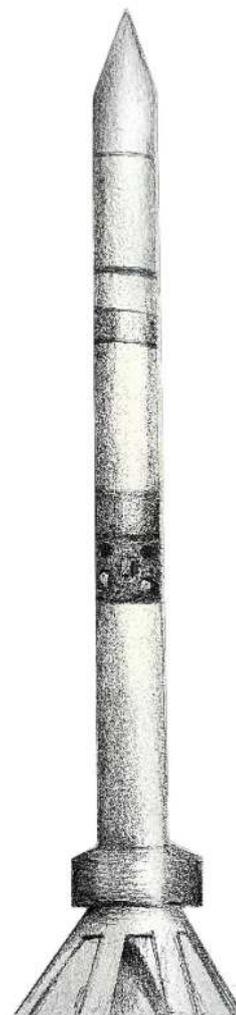
O VLM, ilustrado na Figura 3.10 (ao lado) possui porte adaptado a missões de microsatélites e com utilização de tecnologias semelhante aos suborbitais para a produção de energia (propelentes em estado sólido). Existem diferentes tipos de foguetes, classificados principalmente quanto a sua aplicação e à forma como o propelente é utilizado. O Brasil desenvolveu toda essa série de veículos suborbitais com base em conhecimentos incrementais em propulsão sólida, método onde o par propelente é previamente misturado e moldado em um grão sólido contendo tanto o combustível quanto o oxidante (evitando a necessidade de ar atmosférico como parte da reação). É um método que produz reações químicas contínuas e extremamente energéticas, o que nos leva de volta ao assunto central dessa sessão.

Sabemos que a primeira variável da equação do foguete é relativa à velocidade. A segunda componente variável da equação do foguete será uma função da escolha do propelente, referente à energia disponível quimicamente para geração de força.

Mesmo para o caso teórico de um motor de foguete perfeito em seu aproveitamento da energia gerada, ainda somos sujeitos aos limites químicos de materiais reativos disponíveis na Terra. Há muito tempo que já utilizamos as reações mais energéticas possíveis em propulsão espacial, como por exemplo o par propelente de hidrogênio e oxigênio. Quem sabe no futuro próximo teremos veículos impulsionados graças a reações nucleares, o que permitiria uma flexibilização da ditadura da equação do foguete. Uma vez determinados dois parâmetros (como a energia necessária e a energia disponível) podemos calcular o terceiro.

Nesse caso, o terceiro parâmetro é relacionado à quantidade de propelente necessário com relação à massa total do foguete. Ao realizar os cálculos básicos da equação do foguete de Tsiolkovsky, desconsiderando perdas externas e internas, realiza-se que é praticamente impossível sair da Terra. Se for considerada a eficiência energética do motor, ou ainda os efeitos aerodinâmicos sofridos principalmente na fase atmosférica do voo, os cálculos retornam valores referentes a foguetes com 100% de sua massa em propelente. Precisamos de soluções engenhosas para conseguir vencer o balanço energético, afinal um foguete ainda possui válvulas, cilindros metálicos e compósitos, computadores, antes, estruturas e assim por diante.

Figura 3.10: VLM



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

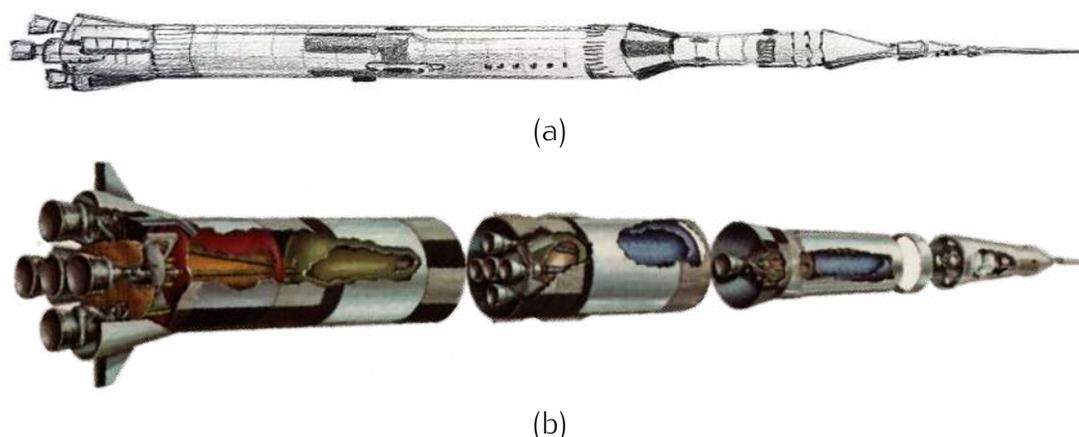
3.3.2 Newton & Foguetes

Aqui entra a aplicação da primeira e segunda leis de Newton. Se força é igual ao produto da massa e da aceleração, com o consumo de propelente o foguete deverá se tornar gradualmente mais leve. Assim, necessitamos cada vez de menos força para uma mesma aceleração desejada. Se ejetarmos os grandes tanques de propelente uma vez vazios, assim como todos os componentes e estruturas que não sejam mais necessárias ao longo do caminho, a equação do foguete se torna mais otimista.

Assim, jogando pedaços fora enquanto voamos, surgiu a noção de múltiplos estágios em foguetes. Múltiplos estágios são praticamente uma obrigação a todos os foguetes que desejam alcançar órbitas a partir da superfície terrestre. Para alcançar destinos ainda mais distantes, como Marte e além, utilizamos manobras gravitacionais onde trabalhamos transições e trocas radiais e tangenciais para acelerar e direcionar nossas espaçonaves a centenas de milhares de quilômetros por hora.

Um exemplo clássico e emblemático pode ser encontrado no foguete Saturno V, ilustrado na Figura 3.11 (a), responsável pelas missões Apollo que levaram a raça humana à Lua. Na Figura 3.11 (b) vemos o mesmo foguete, porém decomposto em seus estágios. Ele operava com três estágios, que eram utilizados e ejetados subsequentemente, além de um último estágio com sistema propulsivo e capacidades de manobra.

Figura 3.11: Concepção artística do foguete Saturno V completo (a) e decomposto em estágios (b).



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

Reparem que há uma razão de redução de aproximadamente $1/3$ na massa de cada estágio subsequente. Procuramos sempre operar um sistema maior para carregar os menores. Mesmo com todas as astúcias da engenharia, o Saturno V ainda possuía 85% de sua massa em propelente. Ele utilizava a reação de querosene e oxigênio em seu primeiro estágio, seguido por hidrogênio e oxigênio para o segundo e terceiro. O resultado de todo esse feito era o transporte de 4% de sua massa total em carga útil até uma órbita terrestre padrão.

A partir da equação do foguete, unida a restrições físicas e químicas, podemos estimar que a etapa de maior gasto energético no acesso ao espaço é justamente acessar o espaço. Se convertermos o custo energético em velocidade, podemos simplificar essa conclusão. O transporte da superfície da Terra a uma órbita baixa de 400 km pode chegar ao dobro da energia necessária para levar a mesma carga desta órbita a uma órbita lunar em condições ideais de proximidade.

Complementarmente, quanto mais próximo do solo, maiores são os efeitos atmosféricos sobre o foguete. Por essa razão, a trajetória seguida por grande parte dos lançadores de satélites se inicia de forma praticamente vertical. Uma vez que é atingida uma altitude relativa a uma menor densidade atmosférica, a trajetória se direciona para a "porta de entrada" da órbita escolhida. Composições químicas e construtivas são selecionadas para a confecção do primeiro estágio de veículos lançadores, com o objetivo de obter uma maior força no início de movimento do foguete e na fase de voo vertical.

Um dos métodos mais comuns para prover força e aceleração inicial é a utilização de motores auxiliares ao primeiro estágio do foguete. Conhecidos como "*boosters*", esses motores operam de forma sincronizada aos motores do corpo central do foguete, existindo em configurações de dois ou mais *boosters*. A Figura 3.12 (a) ilustra o Veículo Lançador de Satélites brasileiro, o VLS, em sua configuração com 4 motores laterais.

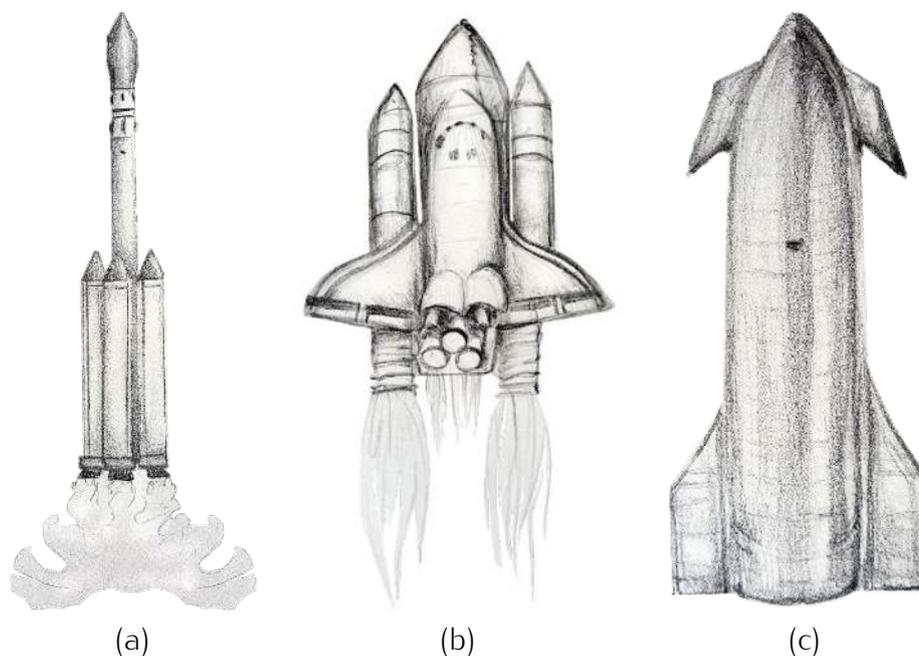
Uma vez atingida a altitude calculada para o final de queima do propelente destes estágios iniciais, os motores e reservatórios são liberados por sistemas mecânicos e pirotécnicos para que o corpo central do foguete siga sua trajetória. O momento de separação dos motores auxiliares e do primeiro estágio representam momentos de extrema complexidade e risco, uma vez que os efeitos gravitacionais e atmosféricos ainda são capazes de alterar significativamente a trajetória de voo.

A Space Shuttle, ônibus espacial ilustrado na Figura 3.12 (b), contava com tanques de armazenamento externos com 96% de sua massa em propelentes para a combustão inicial. A nave em si possuía em torno de 85% em combustível, contando com a carona dos motores auxiliares até uma altitude de 46 km. Faça um paralelo inverso, imagine um carro sendo 85% gasolina. No final, a espaçonave transportava uma carga útil de até 1% de sua massa total inicial; valor baixo, em grande parte pelo transporte da nave reutilizável com 100 toneladas de massa.

Um exemplo similar atual pode ser encontrado nos projetos da empresa *SpaceX*, responsável pelo foguete *Starship*, ilustrado na Figura 3.12 (c). A nave conta com o armazenamento de energia para realizar manobras de pouso e retorno, o que faz com que grande parte da carga útil do lançamento seja na verdade propelente para o retorno seguro. Por enquanto, a solução é levá-la a órbitas baixas para reabastecimento antes de continuar suas atividades de exploração espacial e retorno.

Essa nave espacial utiliza como par propelente oxigênio e metano, uma escolha em

Figura 3.12: Concepção artística do (a) VLS com 4 foguetes laterais; (b) *Space Shuttle* e (c) *Starship*.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

parte devido à disponibilidade e complexidade de extração, processamento e utilização destes componentes em missões interplanetárias. A Figura 3.12 (c) apresentada aqui é apenas o estágio superior de 50 metros de altura (a *Starship* em si). Como acontecia para a *Space Shuttle*, a *Starship* conta com um primeiro estágio (o *Super Heavy*) com 70 metros de altura. Sua eficiência estrutural é próxima a 90%, com uma massa total de propelente de 4600 toneladas para transporte estimado de 100 toneladas de carga útil. Uma observação interessante é que a *Starship* deve ser capaz de transportar acima de 200 toneladas à mesma altitude, em uma missão sem retorno (ou com abastecimento em órbita).

Outros exemplos de métodos não tradicionais são presentes em lançadores como o apresentado pela empresa *Virgin Orbit*, em seus lançamentos de foguetes a partir de aviões modificados. Propostas menos ortodoxas, como aceleradores eletromagnéticos e catapultas, estão sendo desenvolvidas como alternativa ao primeiro estágio dos foguetes.

3.4 A escolha do meio de transporte

Sabemos agora que existem vários tipos de foguetes e com variadas capacidades e custos de lançamento. Cada tipo de tecnologia empregada resultará em diferentes precisões de inserção em órbita, bem como em diferentes esforços sofridos pelo satélite durante a fase de voo.

Atualmente, preços por quilograma depositado em órbita pode variar de dezenas a

centenas de milhares de dólares. Quando consideramos destinos como a superfície lunar, tais preços podem alcançar valores na ordem de um milhão de dólares por quilograma. Soluções inovadoras, como reutilização de foguetes e lançadores de diferentes portes, representam avanços no custo de lançamento e precisão no acesso ao espaço.

Para satélites de grande porte, o serviço é negociado como cliente primário de um lançamento. O cliente primário dita o destino, datas e condições da viagem. O custo por quilograma é reduzido graças à demanda pelo transporte de um satélite de algumas toneladas de massa. Tipicamente, há sempre uma margem de massa entre a capacidade de transporte do foguete e a massa exata da carga útil primária. Esse "espaço" no foguete é então ocupado por uma carga útil secundária, normalmente de menor porte e com condições de operação adaptadas à órbita principal ou próxima o bastante para a realização de uma manobra orbital. Clientes secundários negociam em valores reduzidos, justamente por terem menos opções e serem submetidos a exigências de proteção à carga útil primária do lançamento.

Em um terceiro plano se encontram as verdadeiras caronas de um lançamento, normalmente ocupadas por pequenos projetos de micro e nano satélites lançados em maior número por dispositivos com estrutura de armazenamento e liberação segura. Estes clientes são sujeitos a numerosas regras e restrições além de datas e órbitas pré-determinadas pelo lançamento principal.

No caso do lançamento de constelações, dezenas ou mesmo centenas de pequenos satélites podem ser inseridos em órbita por um único veículo de grande porte. Em um outro extremo, projetos específicos de pequeno porte podem contratar pequenos lançadores dedicados para acesso a órbitas específicas. Apesar do alto custo quando comparado a grandes lançadores, pequenos veículos são a única saída aos pequenos satélites que desejam ter maior autonomia nas escolhas de seus parâmetros de operação em órbita.

3.4.1 Sobreviver ao lançamento

Cada tipo de lançador terá diferentes condições de voo e ambientes de lançamento que devem ser conhecidos e considerados pelos clientes e representantes do satélite transportado. O primeiro fator a ser considerado é relacionado à interação entre estruturas do foguete e do satélite, como um sistema completo e acoplado. Esse acoplamento de esforços sofridos é calculado por modelos matemáticos e possuem muitas incertezas, por contar com parâmetros incertos que são específicos ao voo em si. O estudo de esforços acoplados deve fazer parte do projeto do satélite desde sua concepção até o relatório de operação em órbita.

Os mecanismos físicos detalhados ao longo deste texto auxiliam na compreensão dos esforços durante o voo de um foguete e transmitidos ao satélite. Fisicamente a estrutura de um veículo lançador é alta, fina e leve; sendo responsável pelo transporte de até 9 vezes

sua massa em propelente. O propelente pode estar em estado sólido (mais próximo de uma borracha), líquido ou gasoso; e sua massa decresce com o avanço do voo e consumo. Paralelamente, uma força descomunal é gerada em sua seção inferior que impulsiona todo o sistema a acelerações e velocidades extremas, [9, 10].

Como cliente, o seu satélite fará parte dessa estrutura e sofrerá com suas vibrações, acelerações e variações térmicas. Modelos matemáticos de um foguete em voo representam sua estrutura como diferentes massas conectadas por estruturas extremamente leves que agem como molas de rigidez diferentes, cada componente reagindo proporcionalmente às variações de força e às massas independentes produzindo um complexo sistema de acelerações e deformações locais.

Assim chegam a modelos de frequências de vibração mais danosas e recorrentes, às quais devem se adaptar os projetos de carga útil. São definidas frequências mínimas para os modos primários de vibração das estruturas transportadas com relação a cada foguete; como exemplo o veículo Ariane 5, com restrições mínimas em torno de 27 Hz para valores axiais e 7.5 Hz para laterais.

O ambiente de vibração e acústica ao qual é sujeita a carga útil é uma função da pressão e reverberação no lançamento, seguida por ruídos causados pela interação aerodinâmica sob a superfície da coifa de proteção em torno das cargas úteis. Assim, momentos de maior vibração acústica e aleatória serão sofridos no momento de decolagem e nos instantes entre o regime transônico e o momento de maior pressão dinâmica.

Vibrações senoides são geralmente associadas com o acoplamento entre os modos estruturais do veículo e oscilações de pressão internas resultantes do sistema de propulsão. Por esse motivo, vibrações senoidais dependem de condições de operação do motor e não de instantes específicos à trajetória, como decolagem ou momentos de maior pressão dinâmica. Outro esforço a ser considerado é o de choque, relativo a movimentos bruscos sofridos pela carga útil em instantes de liberação de estágios e *boosters*, ou em outros eventos que requerem uma energia pontual mecânica ou pirotécnica.

Por esses motivos que se tornam importantes ensaios de esforços e vibrações no satélite antes de seu lançamento. No Brasil, possuímos estruturas de ensaios completas no Laboratório de Integração e Testes (LIT) no INPE. Nele são realizados os ensaios que garantem a resistência do satélite durante o seu lançamento, além de outros ensaios relativos às condições de operação em órbita. Todo o processo de análise, cálculos e testes é longo, contínuo e cíclico, [11].

Uma das formas de mitigar tais efeitos de vibração e choque é encontrada na busca por projetos estruturais e operacionais de satélites similares que já tenham sido lançados pelo mesmo veículo, [12]. Atinge-se assim uma padronização por veículo lançador ou método de lançamento, como é o caso de CubeSats lançados em carona de grandes veículos ou lançados a partir da Estação Espacial ISS. Saídas técnicas são encontradas

na atenção a frequências abaixo de 60 Hz e na utilização de amortecimento e outros meios de modificação da frequência que atingirá componentes mais sensíveis. Devemos lembrar que um foguete se movimenta a alta velocidade, com um ganho extremo de altitude em muito pouco tempo. Uma das consequências é a queda de pressão interna na coifa do foguete, região onde está a carga útil. A pressão cairá de ambiente a nível do mar para praticamente zero em questão de poucos minutos. É comum que o satélite apresente ao servidor do lançamento seu volume e área de "venting", relacionada à análise estrutural sob efeitos de alterações de pressão. Satélites pequenos possuem maior densidade de componentes e aproveitamento do espaço interno, sendo sujeitos a uma grande alteração em seus dados de "venting" caso a configuração interna de componentes seja alterada após análise. Por esse e outros motivos recomenda-se que não se realizem modificações de última hora, prática que é infelizmente comum em projetos de CubeSats e iniciativas educacionais experimentais.

Outro fator de risco aos componentes da carga útil é consequência de ambientes de influência eletromagnética oriunda de radares de rastreamento e dos próprios transmissores do veículo lançador. A trajetória através de regiões carregadas em prótons energéticos pode influenciar o ambiente eletromagnético antes da entrada em posição final de órbita. Imprevisibilidades podem ocorrer na existência de outras fontes, como radares marítimos de alta potência.

Como forma de mitigação existem testes de aviônica integrada para melhorias de compatibilidade eletromagnética (EMC), bem como a necessidade de se atentar às conexões com o veículo que podem ser realizadas apenas no sítio de lançamento. O manual de utilização do veículo selecionado deve fornecer características de seus emissores. No entanto, tais referências são muitas vezes ultrapassadas ou pouco adaptadas entre diferentes referências. Caso a equipe esteja desenvolvendo um satélite sem sistema de lançamento previamente definido, é possível que haja conflitos de metodologia entre parâmetros de EMC uma vez selecionado o veículo a ser utilizado. De qualquer forma, se trata de condições com pouca possibilidade de previsão exata, dependendo principalmente da experiência e de soluções específicas a cada projeto.

3.5 Conclusão

Aprendemos que veículos lançadores de satélites são máquinas que operam no limite de componentes tecnológicos e químicos, para vencer desafios mecânicos ao almejar romper com as amarras da gravidade e efeitos aerodinâmicos e termodinâmicos durante o voo. Poucos países ou empresas possuem a capacidade de pesquisa e desenvolvimento de foguetes de grande porte e alta complexidade como é exigido para o transporte de satélites. Ao longo das décadas de competição e segredos industriais, desenvolveram-se culturas diferentes entre cada projeto e famílias de foguetes.

Podemos então concluir que cada lançamento será uma experiência única, o que representa riscos específicos a serem enfrentados pelo satélite enquanto carga útil. Tais riscos podem ser mitigados a partir da etapa de desenvolvimento do satélite, com a atenção à escolha do sistema de lançamento e suas características.

Projetos anteriores, com transporte similar ao almejado, servem como fonte de dados reais das etapas e condições de voo enfrentadas por tais dispositivos. Uma melhor adequação ao veículo lançador é certamente uma forma obrigatória de redução de riscos em qualquer projeto de dispositivos espaciais. Quanto mais cedo for definido o veículo a ser utilizado e a janela de lançamento prevista, maiores serão as chances de apresentar um projeto adequado à missão de inserção em órbita.

Ressalta-se que muitos projetos educacionais e experimentais de nano e pico satélites não operam corretamente, em decorrência de danos sofridos durante a fase de lançamento. É compreensível que nano satélites, com curto ciclo de projeto e de operação, não atentem a todas as etapas de validação e qualificação exigidas em projetos de grande porte. No entanto, deve-se realizar da melhor forma possível todas as etapas de verificações e reprojotos que venham a mitigar riscos ao sucesso da missão.

Referências

- [1] H. Gomes, "Avaliação de eficiência da operação de lançamento de foguete de sondagem: Uma abordagem com network da teoria dos jogos," Master's thesis, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-graduação em Engenharia de Produção, Natal, RN, 2021.
- [2] A. Silva, "Mecânica de voo espacial. seminários virtuais com referência ao curso de Engenharia Aeroespacial – UFSM." <https://youtube.com/playlist?list=PLN6o3qHTdyWg5GEYZabAbzEth3JuHqr9C>, 2020.
- [3] M. Turner, *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. Springer Praxis Books, Springer Berlin Heidelberg, 2008.
- [4] J. Wertz, D. Everett, and J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space technology library, Microcosm Press, 2011.
- [5] A. El-Sayed, *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer London, 2016.
- [6] B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*. Dover Books on Aeronautical Engineering, Dover Publications, 2005.
- [7] W. Thomson, *Introduction to Space Dynamics*. Dover Books on Aeronautical Engineering, Dover Publications, 1986.

- [8] T. Taylor, *Introduction to Rocket Science and Engineering*. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2017.
- [9] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*. AIAA education series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [10] W. Wiesel, *Spaceflight Dynamics*. Aphelion Press, 2010.
- [11] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modeling and Simulation with MATLAB® and Simulink®*. Modeling and Simulation in Science, Engineering and Technology, Birkhäuser Boston, 2006.
- [12] H. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students: Revised Reprint*. Aerospace Engineering, Elsevier Science, 2020.

4. Comunicações



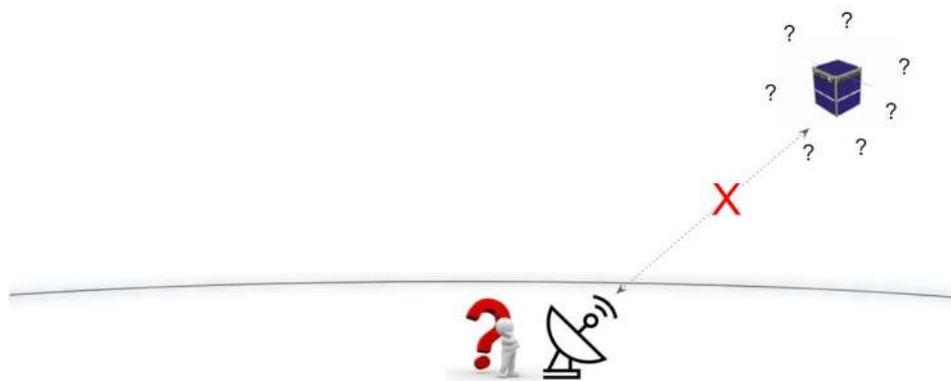
Edson Wander do Rego Pereira
PY2SDR
LABRE/AMSAT-BR
py2sdr@gmail.com

4.1 Introdução

Satélites artificiais utilizam ondas de rádio para se comunicarem com o solo. As tecnologias usadas nas comunicações via rádio estão em constante desenvolvimento e são áreas que oferecem muitas oportunidades para experimentação e pesquisas.

Em toda missão espacial as comunicações via rádio são críticas e essenciais para o sucesso da missão. Sem comunicação não há como sabermos se um satélite está funcionando corretamente e não há como recebermos telemetrias e informações geradas pelas cargas úteis da missão.

Figura 4.1: Sem comunicações, não sabemos o que acontece com um satélite.



Fonte: Autoria própria

O sistema de comunicações de um satélite inclui o transceptor de rádio e antenas embarcadas no satélite, as antenas e equipamentos da estação de solo responsável pelo controle de missão.

Apesar de ser relativamente complexa com muitos detalhes envolvidos, a comunicação com satélites é uma atividade muito divertida e interessante.

4.2 Aspectos regulatórios



As comunicações via rádio fazem uso do espectro eletromagnético e devido ao fato do mesmo ser um recurso finito, é necessário que o uso do espectro seja feito de forma organizada e regulada. A coordenação do uso do espectro no âmbito internacional é feita pela União Internacional de Telecomunicações (UIT), órgão das Nações Unidas, [1]. No Brasil, a regulamentação de comunicações via rádio é feita pela Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL) e a mesma segue as diretrizes e acordos estabelecidos pela UIT.

Em termos gerais, as missões espaciais são divididas em três tipos:

1. Missões Radioamadoras e Educacionais;
2. Missões Experimentais e Pesquisa;
3. Missões Comerciais.

É de extrema importância realizar uma análise criteriosa da missão para que possa ser identificado o tipo de missão espacial e em qual serviço de telecomunicações a mesma se classifica.

4.2.1 Missões radioamadoras e educacionais

São missões com o único objetivo de educar as pessoas sobre o espaço, a eletrônica e todos os aspectos da física envolvidos no espaço; bem como satélites usados para autotreinamento e comunicações, sem fins pecuniários. O Serviço de Radioamador é definido pela UIT nos Artigos 1.56 e 1.57 da *Radio Regulations*.



"O Radioamadorismo é o serviço de telecomunicações de interesse restrito, destinado ao treinamento próprio, intercomunicação e

investigações técnicas, levadas a efeito por amadores, devidamente autorizados, interessados na radiotécnica unicamente a título pessoal e que não visem qualquer objetivo pecuniário ou comercial." [2]

Para uma missão de satélite educacional fazer uso do espectro de frequências destinado ao Serviço de Radioamador, a missão precisa estar alinhada com a definição acima. Ou seja, o objetivo da missão deve ser relacionado com o ensino das tecnologias e fenômenos físicos envolvidos nas comunicações via rádio.

Missões educacionais que não tenham foco no ensino das tecnologias envolvidas com satélites (radiotécnica, eletrônica, física do ambiente espacial, comunicações) normalmente não se classificam como missões radioamadoras e, conseqüentemente, não podem utilizar o espectro de frequências destinado ao Serviço de Radioamador.



A coordenação de frequências de satélites para missões radioamadoras e Educacionais é realizada sem custos pela União Internacional de Radioamadores (IARU). A IARU recomenda que a coordenação de frequências seja realizada o mais cedo possível na vida do projeto e no mais tardar seis meses antes do lançamento do satélite.

Um excelente exemplo de missão radioamadora e educacional é o satélite ITASAT-1, [3], desenvolvido pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em parceria com a Agência Espacial Brasileira (AEB) e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

4.2.2 Missões experimentais e pesquisa

São missões com um ou mais dos seguintes propósitos:

- Demonstrar uma inovação tecnológica no ambiente espacial;
- Realizar uma prova de conceito para uma determinada aplicação;
- Realizar pesquisas científicas no ambiente espacial.

Considerando o fato de que satélites que realizam inovações tecnológicas ou provas de conceito para uma determinada aplicação podem ser precursores para missões de satélites comerciais, é frequente que essas missões possuam fins pecuniários (comerciais).

A coordenação de frequências para as missões Experimentais e Pesquisa são realizadas diretamente pela ANATEL e UIT, normalmente envolvem custos.

4.2.3 Missões comerciais

Consistem nos satélites usados para missões com fins pecuniários (comerciais), ou seja, entrega de um determinado serviço em certas áreas de aplicações com um claro objetivo de retorno financeiro (lucro). Exemplos dessas missões são as de minissatélites, nanosatélites e picosatélites para a observação da Terra e telecomunicações.

A coordenação de frequências para as missões comerciais são realizadas diretamente pela ANATEL e UIT.

4.2.4 Licenciamento da estação espacial e estação de solo

Independentemente do tipo de missão, é necessário licenciar a Estação Espacial (satélite) e a Estação de Solo (ou estações) responsável pelo controle da missão. O processo de licenciamento varia dependendo do tipo de missão. Para missões Radioamadoras e Educacionais, o processo se resume em:

1. Entrar com o processo de obtenção da API (*Advanced Publication Information*) junto à UIT.
2. Identificar um Radioamador classe A como responsável pela Estação Espacial. O Radioamador deverá ser a pessoa responsável pelo encaminhamento do pedido de Coordenação de Frequências à IARU.
3. Entrar com o pedido de Coordenação de Frequências junto à IARU.
4. Entrar com o pedido de licenciamento da Estação Espacial junto à ANATEL.
5. Identificar um Radioamador classe A (pode ser o mesmo Radioamador do item 2) como responsável pela Estação de Solo. Esse Radioamador não será necessariamente quem irá operar a Estação de Solo, mas será responsável pelas atividades da Estação de Solo.
6. Entrar com o pedido de licenciamento da Estação de Solo junto à ANATEL.

A ANATEL disponibiliza um manual sobre Pequenos Satélites Radioamadores e informações sobre o processo de obtenção da API, disponível em [4]. Mais informações sobre o pedido de Coordenação de Frequências podem ser obtidas no site da IARU, em [5].

Para operar uma estação de Radioamador, é necessário a obtenção do Certificado de Operador de Estação de Radioamador (COER). No Brasil, o Serviço Radioamador é dividido em três classes: Classe C, Classe B e Classe A. Cada classe exige conhecimentos específicos e a aprovação em um exame organizado e realizado pela ANATEL. Maiores detalhes sobre a obtenção do COER podem ser obtidos no site da ANATEL, em [6].

Não é necessário a obtenção do COER para somente receber sinais de satélites. O COER é mandatório somente para estações com capacidade de transmissão de sinais.



A Liga de Amadores Brasileiros de Rádio Emissão – LABRE, entidade que representa os Radioamadores no Brasil, através da iniciativa LABRE/AMSAT-BR, tem apoiado missões de satélites educacionais que se classificam também como missões radioamadoras. As equipes participantes na OBSat, que necessitem de apoio, podem contactar a LABRE/ AMSAT-BR pelo endereço de email amsat@labre.org.br.

4.3 Aspectos técnicos

O sistema de comunicações de uma missão de satélite requer um planejamento criterioso para o sucesso da missão. Os principais tópicos a serem analisados são:

1. Identificar o tipo de órbita que será utilizado pela missão;
2. Identificar a localidade onde a Estação de Solo para comando e controle será instalada;
3. Identificar a quantidade de tempo em que a estação de solo terá possibilidade de acesso ao satélite;
4. Identificar a quantidade de dados que precisa ser transportada do satélite para a estação de solo e da estação de solo para o satélite;
5. Identificar que tipo de emissão (modulação, taxa de dados) atende o item 4;
6. Identificar a faixa de frequências de rádio que atende os requisitos dos itens 4 e 5;
7. Realizar cálculos de enlace para identificar os parâmetros técnicos necessários para que a comunicação entre o satélite e a estação de solo ocorra de forma eficiente.

Atualmente é possível adquirir transceptores e equipamentos de rádio específicos para aplicações em satélites tipo *CanSats* e *CubeSats*. Porém, mesmo nesses casos, é importante uma análise cuidadosa desses equipamentos para confirmar que os mesmos atendem os requisitos de uma missão.

4.3.1 Faixas de frequências

Existem várias faixas de frequências alocadas para comunicações espaciais. A ANATEL é responsável por regulamentar e regular o uso do espectro eletromagnético. O Plano de atribuição, destinação e distribuição de frequências no Brasil, [7], é o documento oficial que descreve a destinação do espectro de rádio no Brasil.

No Serviço Radioamador, as seguintes faixas de frequências são as mais popularmente utilizadas para comunicações espaciais:

- 145.800 a 146.000 MHz, e
- 435.000 a 438.000 MHz

Existem outras faixas de frequências que possíveis de ser utilizadas. Uma lista completa pode ser encontrada em [8].

4.3.2 Enlaces de rádio

Comunicações via rádio precisam ser cuidadosamente projetadas para que a comunicação ocorra de forma eficiente. O cálculo de enlace é o que irá confirmar se a comunicação poderá ocorrer sem problemas. Os fatores mais determinantes de um enlace de rádio são:

- A potência de RF do transmissor;
- O tipo de modulação do sinal transmitido;
- A taxa de dados (velocidade) do sinal transmitido;
- As características da antena do transmissor;
- A distância entre o satélite e a estação de solo;
- As características da antena do receptor;
- A sensibilidade e figura de ruído do receptor;
- O ambiente eletromagnético onde o receptor se encontra.

Dos fatores acima mencionados, a distância entre o transmissor e o receptor é parâmetro físico imposto pelo tipo de órbita. Para satélites em uma órbita com altitude de 500 km, a máxima distância entre um transmissor e um receptor é da ordem de 2500 km (quando o satélite está no horizonte) e a mínima distância é de 500 km (quando o

satélite está exatamente em cima da estação de solo). Em termos gerais, o enlace pode ser calculado usando a equação de Friis:

$$P_{rx} = P_{tx} + G_{tx} + 20 \log_{10} \left(\frac{\lambda}{4\pi D_r} \right) + G_{rx}$$

λ = Comprimento de onda em metros,

P_{rx} = Potência de RF no receptor em dBm,

P_{tx} = Potência de RF do transmissor em dBm,

G_{tx} = Ganho da antena do transmissor em dBi,

D_r = Distância entre transmissor e receptor em metros,

G_{rx} = Ganho da antena do receptor em dBi.

A IARU disponibiliza uma planilha em Excel que auxilia no cálculo de enlace¹.

Outro fator muito importante é o ambiente eletromagnético onde a estação de solo será instalada. Comunicações com satélites normalmente envolvem sinais extremamente fracos, sinais esses que podem ser afetados por ruídos gerados por dispositivos eletrônicos (fontes chaveadas, equipamentos de rede, computadores, monitores, etc). Para certificar que o local onde a estação de solo será instalada é adequado, recomenda-se uma caracterização eletromagnética do local.

4.3.3 Estação de solo para controle da missão

Para se comunicar com seu satélite é necessário uma estação de solo bem projetada e ajustada. Muitos projetos ignoram a estação de solo e não é raro um satélite educacional ser lançado sem que exista uma estação de solo com capacidade de transmitir telecomandos e receber as telemetrias e os dados das cargas úteis do satélite. Portanto, é muito importante que a estação de solo receba atenção e os recursos necessários para sua construção e operação sejam devidamente alocados no projeto.

É recomendável que o projeto da Estação de Solo ocorra em paralelo com o projeto do satélite e a estação de solo esteja pronta e testada antes do lançamento do satélite. É recomendável também que todos os membros da equipe que irão operar a estação sejam detentores do COER, caso o satélite opere no Serviço Radioamador, ou tenham as devidas permissões para operar uma estação de rádio.

Operar uma estação de solo requer experiência e familiaridade com comunicações espaciais. É semelhante a se preparar para um jogo olímpico – para se obter sucesso, é necessário praticar bastante antes da olimpíada.

Os principais componentes de uma estação de solo com capacidade de telecomando são:

¹Jan A. King, Spreadsheet calculators, AMSAT-UK, <http://www.amsatuk.me.uk/iaru/spreadsheet.htm>

- Antenas de recepção e transmissão, Figura 4.2;
- Rotores de azimute e elevação para apontamento das antenas;
- Pré-amplificador de baixo ruído para a antena de recepção;
- Receptor e Transmissor de rádio;
- Computador com softwares para rastreamento das antenas e correção do efeito doppler, demodulação (recepção) e modulação (transmissão), decodificação das telemetrias e dados e codificação dos telecomandos.

Figura 4.2: Antenas de uma estação de solo.



Fonte: W2MMD

Antenas de recepção e transmissão

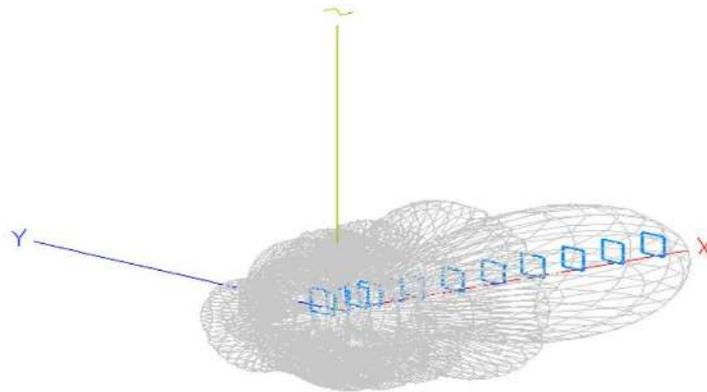
Na recepção, as antenas têm a função de conversão dos sinais eletromagnéticos (ondas de rádio) em sinais elétricos que são enviados ao receptor. Já na transmissão a função da antena é converter os sinais elétricos do transmissor em sinais eletromagnéticos.

As antenas de recepção e transmissão precisam ser compatíveis para as frequências de operação e precisam ter ganhos suficientes para uma boa qualidade de comunicação. Uma vez que as antenas usadas nos satélites educacionais tipo *CanSats* e *CubeSats* usam normalmente polarização linear, é recomendado que a antena da estação de solo use polarização circular para mitigar atenuações provocadas por despolarização, Figura 4.3.

Rotores de azimute e elevação para apontamento das antenas

Estações de solo de telecomando costumam usar antenas direcionais de alto ganho. Isso demanda posicionamento mecânico para que a antena fique "apontada" para a direção do satélite durante a passagem do mesmo. Para o correto apontamento da antena são utilizados dois rotores, um de azimute e um de elevação.

Figura 4.3: Diagrama de irradiação de uma antena direcional.



Fonte: PY2SDR

Pré-amplificador de baixo ruído para a antena de recepção

O sinal que chega até a antena receptora é normalmente bastante fraco devido à atenuação no espaço livre. Para evitar que o sinal seja ainda mais atenuado no cabo coaxial interligando a antena até o receptor, um pré amplificador de RF de baixo ruído é normalmente instalado bem próximo da antena.

Receptor e transmissor de rádio

A função do receptor é filtrar e demodular os sinais provenientes da antena e convertê-los em sinais que possam ser posteriormente codificados. A função do transmissor é converter as informações que representam um telecomando em sinais elétricos que são enviados para a antena para posteriormente serem convertidos em sinais de rádio.

Figura 4.4: Ferramenta de desenvolvimento para RF – Analog Devices ADALM-PLUTO.



Fonte: Analog Devices

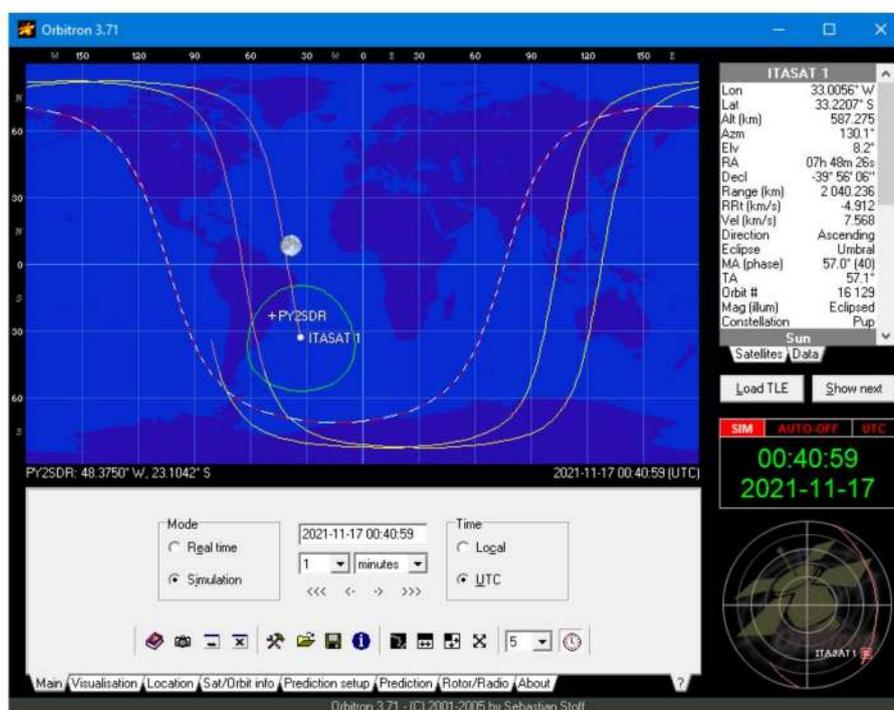
Atualmente os receptores e transmissores usam predominantemente a tecnologia de Rádio Definido por Software (SDR). Em um SDR, os sinais são processados digitalmente em um computador — diferentemente dos equipamentos mais antigos em que os sinais eram processados em circuitos analógicos. Existem interfaces para SDR projetadas especificamente para uso educacional. Uma delas é a interface PlutoSDR, Figura 4.4.

O tipo de hardware aplicado na função de receptor e transmissor depende da arquitetura da estação de solo, frequência de operação, potência de transmissão, entre outros fatores.

Computador e softwares

Os rotores das antenas direcionais precisam ser controlados em tempo real por um software de rastreamento. Para o Serviço Radioamador existem várias opções sem custos, como o ilustrado na Figura 4.5. É possível também implementar rotinas de rastreamento usando softwares de código aberto.

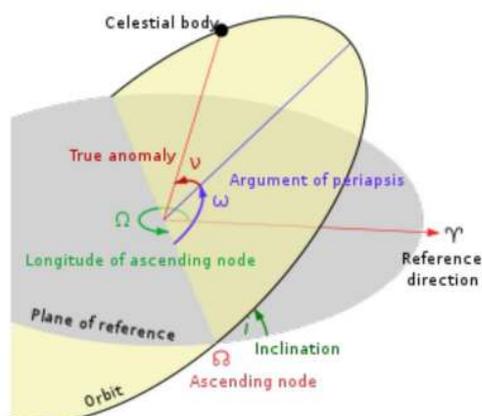
Figura 4.5: Exemplo de software para rastreamento - Orbitron (<http://www.stoff.pl/>).



Fonte: Captura de tela de autoria própria

Os softwares de rastreamento precisam de informações recentes sobre as características da órbita de um satélite. Essas informações são os elementos orbitais ou "elementos keplerianos", Figura 4.6. Um tutorial sobre os elementos keplerianos pode ser encontrado em [9].

Figura 4.6: Ilustração dos elementos orbitais.



Fonte: Wikipedia (https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_elements)

Os softwares de rastreamento normalmente utilizam o formato *NASA 2-Line* (TLE) dos elementos orbitais. Os TLEs possuem um formato texto como o mostrado na Figura 4.7 e podem ser obtidos no website [Celestrak](#).

Figura 4.7: Exemplo de TLE para a Estação Espacial Internacional (ISS).

```
ISS (ZARYA)
1 25544U 98067A 22260.40767883 .00007979 00000+0 14697-3 0 9996
2 25544 51.6438 239.7035 0002437 257.3677 266.6154 15.50128668359482
```

Fonte: [Celestrak](#)

Para a demodulação dos sinais de rádio, um software para SDR é normalmente aplicado. Existem vários softwares sem custos disponíveis. Alguns populares são:

- SDRSharp: <https://airspy.com/download/>
- SDR++: <https://www.sdrpp.org/>
- HDSDR: <https://www.hdsdr.de/>

4.3.4 Estações de solo para monitoramento

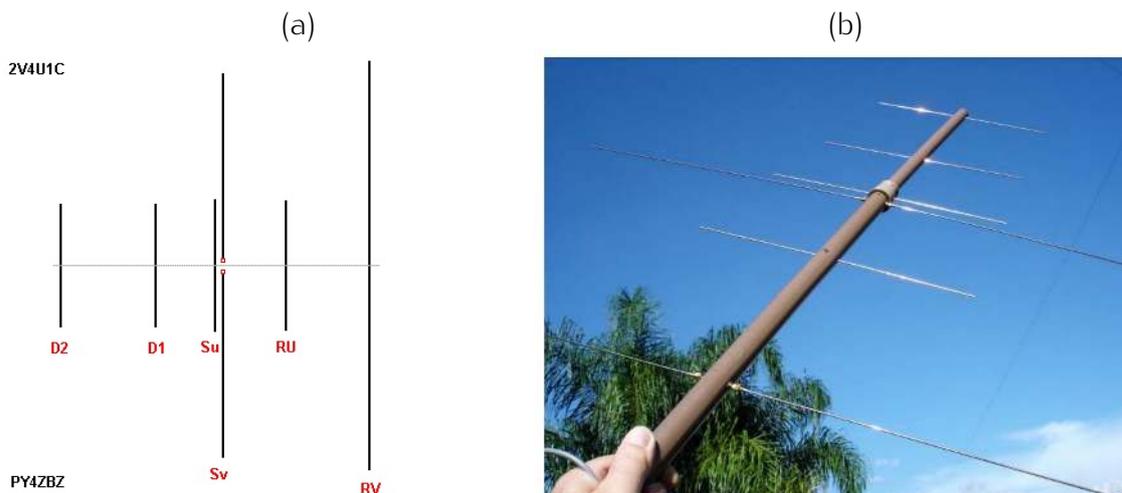
A Estação de Solo responsável pelo controle de uma missão de satélite precisa seguir critérios rígidos de performance para que a qualidade do enlace de rádio seja alta. Porém, para recebimento de sinais de um satélite, é possível relaxar várias das exigências técnicas — permitindo o uso de antenas e hardwares simples e de custo bastante modesto.

Receptores SDR de baixo custo e antenas montadas artesanalmente podem ser utilizados para receber sinais de um grande número de satélites educacionais que transmitem sinais nas faixas do Serviço Radioamador, Figura 4.8.

Uma excelente fonte de informação sobre monitoramento de satélites é a página do Radioamador Roland Zurmely, PY4ZBZ. Em [10] é possível encontrar informações sobre projetos de antenas que podem ser construídas com materiais facilmente encontrados no mercado, informações sobre como receber sinais de satélites, como decodificar telemetrias, entre muitas outras informações valiosas. A Figura 4.9 apresenta uma imagem representativa da recepção dos sinais do satélite ITASAT-1 utilizando uma antena simples e a posterior decodificação dos dados de telemetria obtidos.

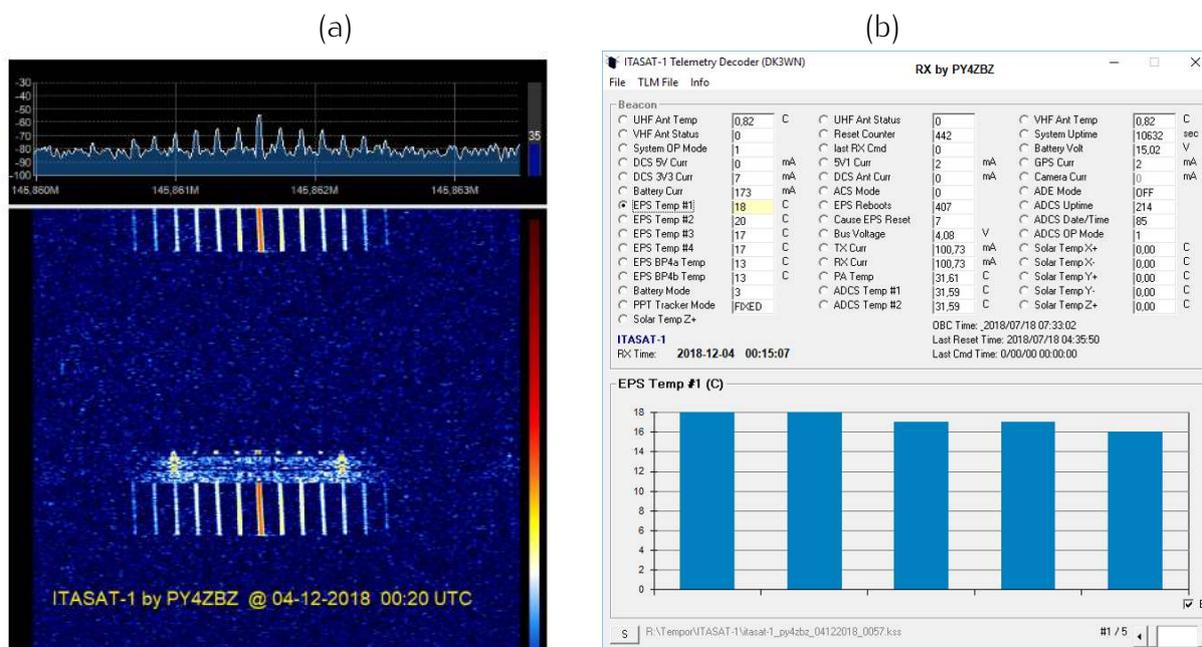
Outras informações relevantes podem ser encontradas também em [11, 12, 13].

Figura 4.8: (a) Projeto de antena artesanal. (b) Antena de construção artesanal.



Fonte: PY4ZBZ

Figura 4.9: (a) Recepção e (b) Decodificação dos sinais de telemetria do satélite ITASAT-1 utilizando uma antena simples.



Fonte: PY4ZBZ

4.4 Participação da comunidade de radioamadores

Muitos radioamadores são entusiastas das comunicações espaciais e frequentemente monitoram e usam satélites em suas comunicações e experimentos. Ao redor do mundo são centenas de estações de solo que podem ter interesse em participar de missões educacionais. Para que isso ocorra, é importante que:

- As informações sobre frequências, modulações, formatos de transmissão, formatos de telemetrias, protocolos, etc. sejam publicadas no website do projeto;

- Uso de uma modulação e formato de transmissão conhecida e popular – preferivelmente que seja implementada pelos softwares *SoundModem*² ou *gr-satellites*³.
- Exista algum experimento de comunicações que os radioamadores possam participar. Isso aumenta consideravelmente o interesse de radioamadores ao redor do planeta pela recepção dos sinais do satélite.

Referências

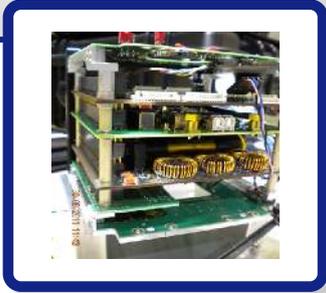
- [1] ITU, “International Telecommunications Union Report ITU-R SA.2312-0.” https://www.itu.int/dms_pub/itu-r/opb/rep/R-REP-SA.2312-2014-PDF-E.pdf, Setembro 2014.
- [2] ANATEL, “Serviço de radioamador.” <https://www.gov.br/anatel/pt-br/regulado/outorga/radioamador-e-radio-cidadao/radioamador>, 2022.
- [3] C. Delmondes, “Satélite ITASAT-1.” <http://www.ita.br/noticias/itasat1>, 2014.
- [4] ANATEL, “Manual de espectro e órbita para pequenos satélites radioamadores e educacionais.” <https://sistemas.anatel.gov.br/anexar-api/publico/anexos/download/76d7e36569e28f6972177ddba0470f07>, 2021.
- [5] IARU, “Satellites.” <https://www.iaru.org/reference/satellites/>, 2022.
- [6] ANATEL, “Obter autorização para serviço de radioamador.” <https://www.gov.br/pt-br/servicos/obter-autorizacao-para-servico-de-radioamador>, 2022.
- [7] ANATEL, “Plano de atribuição, destinação e distribuição de frequências no Brasil.” <https://sistemas.anatel.gov.br/anexar-api/publico/anexos/download/db36871563204c812e300856bd9b2794>, 2020.
- [8] IARU, “Amateur satellites short info paper.” https://www.iaru.org/wp-content/uploads/2019/12/short_info_paper.pdf, 2019.
- [9] AMSAT, “Keplerian elements tutorial.” <https://www.amsat.org/keplerian-elements-tutorial/>, 2022.
- [10] R. Zurmely, “Minhas aventuras via satélite.” <https://www.qsl.net/py4zbz/satelite.htm>, 2022.
- [11] M. Davidoff, *The Radio Amateur’s Satellite Handbook*. Radio Amateur’s Library, Publication No. 232, American Radio Relay League, 1998.

²Software SoundModem: <http://uz7.ho.ua/packetradio.htm>

³Software gr-satellites: <https://gr-satellites.readthedocs.io/en/latest/>

-
- [12] A. Barron, *Amsats and Hamsats: Amateur Radio and Other Small Satellites*. CreateSpace Independent Publishing Platform, 2018.
- [13] S. Ford, *The ARRL Satellite Handbook*. Radio amateur's library, American Radio Relay League, 2008.

5. Gestão de dados e operação



Fátima Mattiello Francisco (INPE)

Os dados de uma missão espacial representam a essência da missão. No caso de missões de satélites, os dados concretizam o propósito da operação do satélite no espaço, que é caracterizado pela órbita escolhida e solução arquitetural do satélite projetada para a missão.

Para que um satélite atinja seu objetivo de forma segura, sistemas de controle e recepção de dados em solo devem ser previstos, de modo que a infraestrutura operacional seja compatível com os subsistemas do satélite responsáveis pela comunicação solo-bordo. Assim, o tráfego de dados de uma missão de satélite é realizado por meio dos canais de comunicação especificados para operação da missão, e envolve os segmentos espaço e solo.

5.1 Introdução

A engenharia de um satélite consiste na composição de um conjunto de elementos para que, de forma combinada, cumpram os objetivos e requisitos da missão. Alguns elementos fundamentais para a arquitetura de um satélite são:

- Carga útil: um ou mais subsistemas a bordo do satélite que efetivamente fazem o trabalho na região de interesse da missão;
- Órbita: trajeto que o satélite irá percorrer no espaço, após seu lançamento;
- Conceito da missão: como a missão funcionará na prática, incluindo lançamento em órbita e a operação em solo.

Uma missão deve ser possível de ser executada e útil, bem como viável em termos de custo, para quem a financia.

5.2 Definição dos objetivos da missão

Objetivos estabelecem o que o sistema deve realizar para ser produtivo e são definidos de forma qualitativa a partir da declaração de missão, [1]. Por exemplo, em um satélite cuja missão é a detecção de fogo, os seguintes objetivos primários e secundários podem ser definidos:

- **Objetivo Primário:** Detectar, identificar, monitorar e relatar focos de incêndio em uma determinada região, bem definida, em tempo quase real, a baixo custo;
- **Objetivos Secundários:**
 - Demonstrar ao público que ações positivas de contenção de incêndios florestais acontecem;
 - Coletar dados estatísticos sobre ocorrência e crescimento de incêndios;
 - Monitorar incêndios florestais para outros países;
 - Coletar outros dados de gerenciamento florestais.

Objetivos bem definidos incorporam as necessidades dos usuários e as características do espaço a explorar para que os objetivos sejam atingidos, [1].

5.3 Definição de requisitos e restrições da missão

Requisitos expressam como os objetivos devem ser atingidos, de forma quantitativa, balanceando o que se quer considerando o que os recursos permitem. Assim, objetivos podem ser levemente alterados e as restrições revisadas na definição de missão. Uma vez estabelecidos, os requisitos não devem ser modificados durante o projeto do satélite.

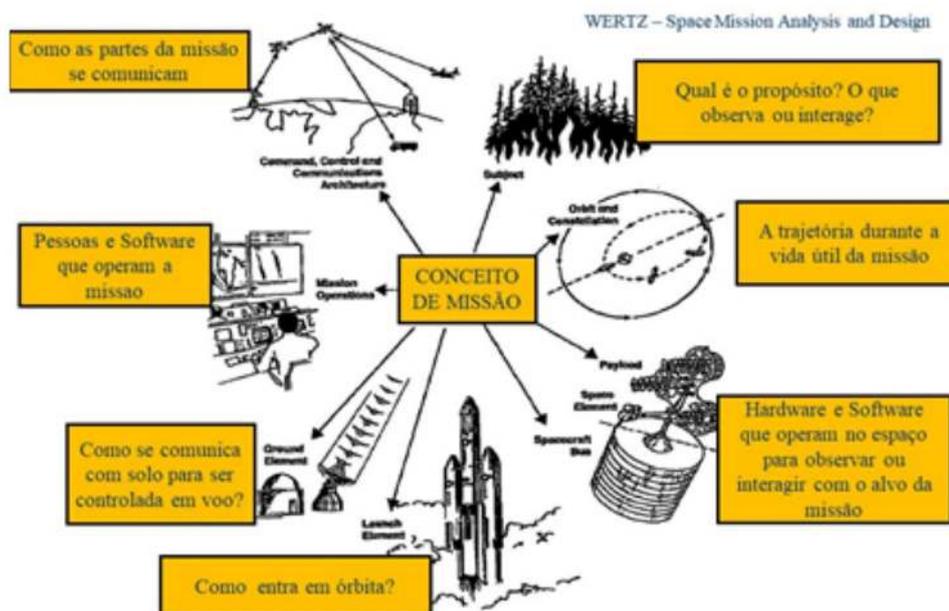
5.4 Arquitetura de missão

A arquitetura de missão envolve os subsistemas do satélite e da infraestrutura de solo necessária para sua operação, assim como a interação física e lógica entre eles.

A arquitetura de uma missão espacial consiste de oito elementos, [2], mais o **Conceito de Missão** e o usuário final, conforme apresentado no diagrama da Figura 5.1.

1. **Alvo:** o que o satélite observa (alvo passivo) ou interage (alvo ativo ou controlado), por exemplo, 'incêndio';
2. **Carga útil:** hardware e software do satélite que observa ou interage com o alvo, por exemplo, 'sensor de fogo';
3. **Plataforma do satélite:** outros subsistemas do satélite necessários para apoiar a carga útil, por exemplo, o subsistema de comunicação com solo;
4. **Segmento solo:** equipamentos de comunicação e estruturas de comunicação para controlar o satélite;
5. **Operações de missão:** as pessoas e software que fazem a missão funcionar no dia a dia;
6. **Comando, controle e arquitetura de comunicação:** como todas as partes da missão espacial se comunicam entre si;
7. **Órbita:** a trajetória do satélite durante a operação da missão. Se há mais de um satélite em órbitas coordenadas, trata-se de uma constelação;
8. **Veículo lançador:** como o satélite atinge a órbita definida para sua operação.

Figura 5.1: Elementos arquiteturais de uma missão espacial.



Fonte: Adaptado de [2]

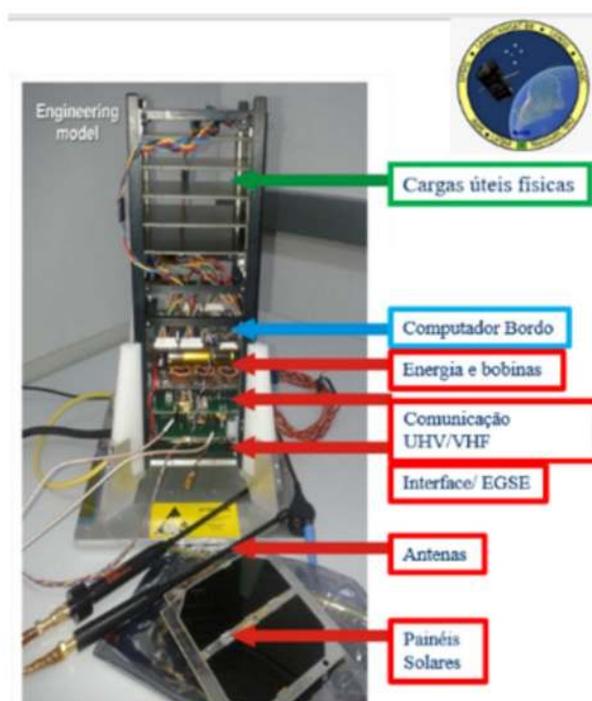
Conceito de missão é a definição de como os elementos de missão funcionam juntos para atender às necessidades dos usuários finais.

Os **usuários finais** de uma missão são pessoas ou equipamentos que realmente fazem uso dos dados gerados ou transmitidos pelo satélite.

Por exemplo, as duas missões de propósito científico-tecnológico educacional NanosatC-BR (NCBR1 e NCBR2), desenvolvidas pelo INPE em parceria com a UFSM, foram caracterizadas pelo objetivo científico de coletar dados para estudo da Anomalia Magnética da América do Sul (AMAS), [3]. Para atingir esse objetivo um magnetômetro (mede a intensidade do campo magnético) foi utilizado como carga útil. A plataforma do satélite foi um CubeSat-1U para o NCBR1 e um CubeSat-2U para o NCBR2.

A Figura 5.2 apresenta o NanosatC-BR2 (NCBR2), estrutura padrão CubeSat-2U, onde o cubo inferior acomoda os subsistemas da plataforma (computador de bordo, energia, comunicação, antenas), e o cubo superior possui prateleiras para inserir as carga úteis físicas.

Figura 5.2: Estrutura padrão CubeSat-2U do NanosatC-BR2.

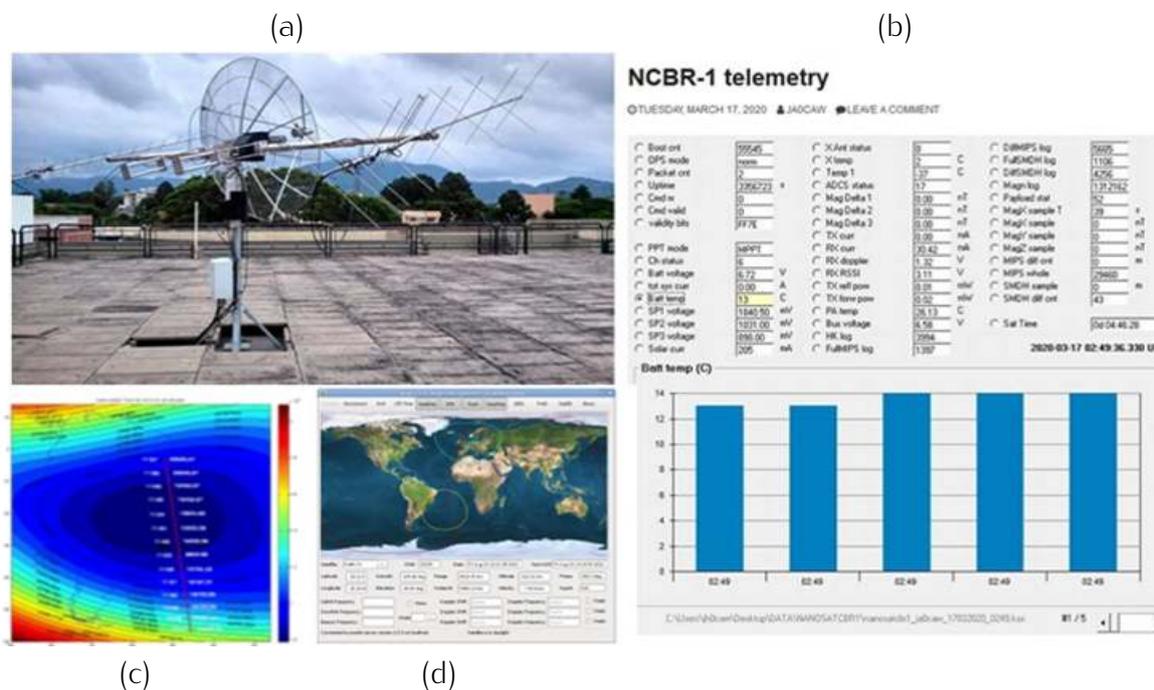


Fonte: [4]

O segmento solo para operação dos NanosatC-BR é composto de estações solo para operação de nanossatélites nas frequências do serviço radioamador (UHF/VHF) equipadas com antenas, sistema de comunicação SDR (Rádio Definido por Software) e sistema de controle do satélite e recepção de dados - NanosatCS. A Figura 5.3 apresenta um conjunto de elementos da infraestrutura de operação do NanosatC-BR1.

O NanosatC-BR1 foi colocado na órbita LEO (*Low Earth Orbit*) sol-síncrona, com altitude de 650 km da Terra pelo veículo lançador DNPER, a partir da base de lançamento Russa, em junho de 2014, [5]. O NanosatC-BR2, com massa de 1.72 kg, foi colocado na órbita LEO (*Low Earth Orbit*) sol-síncrona, com altitude de 630 km pelo veículo lançador Soyuz2/Fregat-M, a partir da base de lançamento Russa no Cazaquistão, em março de 2021, [4].

Figura 5.3: Infraestrutura do Segmento Solo para operação do NanaosatC-BR1. (a) antena da Estação Solo instalada na Unidade do INPE em Santa Maria, RS; (b) tela do software de apoio à operação NanosatCS com os dados de telemetria do satélite recebidos na Estação Solo; (c) dados medidos pela carga útil (magnetômetro) e processados em solo; (d) tela do software de rastreamento do satélite instalado na Estação de Santa Maria.



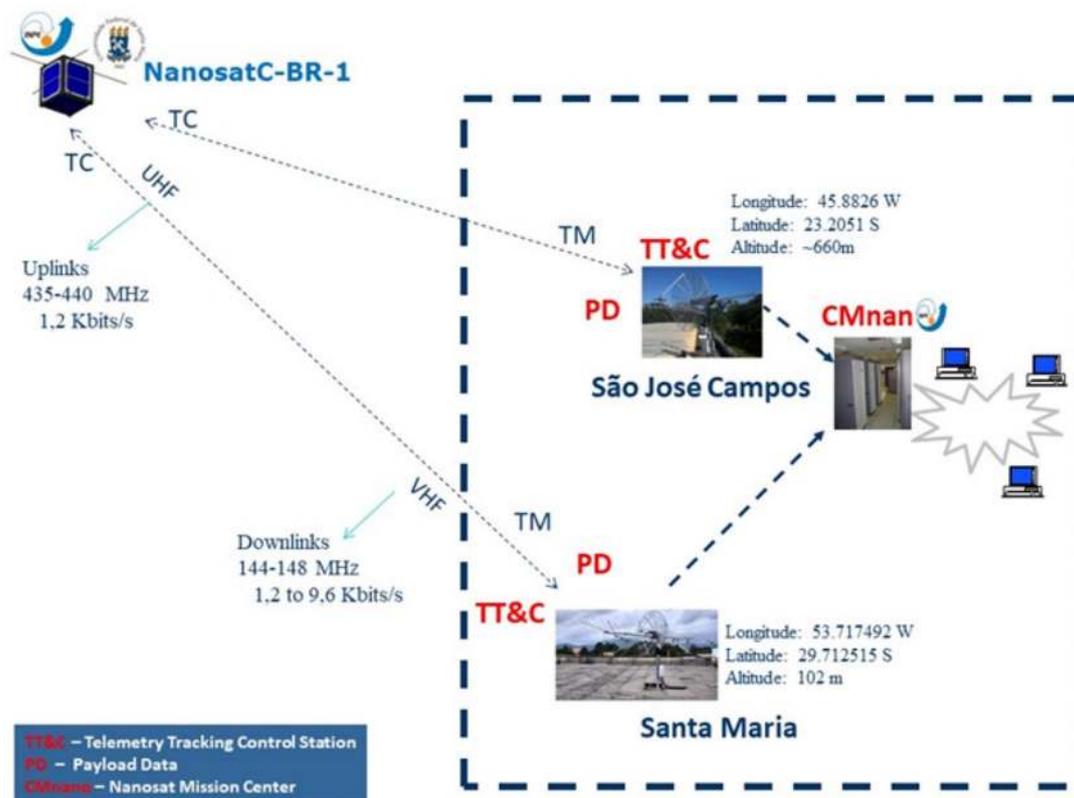
Fonte: Autoria própria

Dentro do satélite, a **comunicação, comando, controle dos subsistemas** são realizados por software embarcado no computador de bordo por meio dos barramentos e interfaces de hardware. Canais de comunicação providos pelo padrão *CubeSat*, a exemplo do I2C são utilizados. A comunicação solo-bordo ocorre pelos canais RF - rádio frequência (UHF/VHF) e a comunicação entre os elementos de solo utilizam redes de comunicação de dados privada ou a Internet. Protocolos de comunicação são adotados para garantir a interoperabilidade entre os subsistemas comunicantes¹.

A Figura 5.4 apresenta o **Conceito de Operação** da missão NanosatC-BR1, com destaque nos canais de comunicação utilizados na comunicação solo-bordo. A comunicação com o satélite ocorre por meio de duas Estações Solo localizadas em regiões distantes, Santa Maria, RS, e São José dos Campos, SP, o que permite aumentar os períodos de visada do satélite para envio de Telecomando (TC) e recepção dos dados da missão Telemetrias (TM) cujo armazenamento e distribuição para os usuários finais é feita pelo Centro de Missão (CMnano).

¹Operações para rádio amadores: http://www.inpe.br/sul/nanosat/acompanhe/radio_amadores.php

Figura 5.4: Canais de comunicação para operação da missão NanosatC-BR1.



Fonte: Autoria própria

5.4.1 Telecomando

Funções de controle adequadas recebidas do segmento solo para configurar os sistemas em bordo para a execução das operações nominais da missão; detecção, identificação e isolamento de falhas, diagnóstico e recuperação; e operações de manutenção.

5.4.2 Telemetria

Dados da plataforma do satélite e da carga útil providos pelo satélite na fase de operação em órbita e transmitidos para o segmento solo.

5.4.3 Telemetria *housekeeping*

Telemetria provida pelo satélite para fins de monitoramento da saúde e funcionamento dos subsistemas do satélite e da carga útil.

5.4.4 Arquitetura de comunicação

É o processo que define como os dados serão transmitidos entre o satélite e os vários usuários e controladores em solo. No caso do NanosatC-BR1, você mesmo pode rastrear o satélite acessando as Estações de Radioamadores em diferentes partes do globo².

É importante observar que possíveis limitações de capacidades ou indisponibilidade de links de comunicação espaço-solo não devem prejudicar a operação da missão. Cabe à engenharia do segmento espacial e do segmento solo zelar para que o projeto da missão encontre alternativas, tais como aumentar os recursos para o armazenamento de dados a bordo; maior autonomia a bordo na tomada de decisões; replicação de Estações Solo.

5.5 Gestão de Dados

A gestão dos dados de uma missão espacial consiste em administrar:

- **Aquisição e entrega dos dados:** o fluxo dos dados da missão é central para a maioria das missões espaciais;
- **Agendamento e controle de tarefas:** pode ser feito autonomamente pelo software de bordo ou por meio de telecomandos recebidos de solo. Em geral, são comandos que envolvem taxas de dados baixas, porém demandam substancial tomada de decisão. As regras e lógica aplicadas na tomada de decisão são fundamentais para o sucesso da operação da missão em órbita.

Os dados da missão são geralmente encapsulados em pacotes de telemetria de natureza específica, por exemplo: dados científicos, dados da plataforma, relato de eventos. Pacotes de telemetria de diferente natureza podem ter diferentes formatos e taxas de transmissão diferentes. Os dados de telemetria devem incluir leitura de sensores, registros de leituras, status de equipamentos (incluindo status de alimentação), status de função, relatos de eventos a bordo e ações tomadas por funções autônomas, resultados de autoteste de memória e processador.

Os dados especificados na telemetria devem ser transmitidos para o segmento solo de forma completa, não ambígua e oportuna. Um parâmetro de telemetria deve sempre ter a mesma estrutura e interpretação, mesmo se ele aparece em pacotes de diferentes fontes de telemetria.

As atividades de gestão de dados são executadas no satélite por software, embarcado no computador de bordo. Frequentemente conhecido e referenciado por subsistema de Comando e Manipulação de Dados (do inglês *On-board Command and Data Handling*

²Rastreamento por estações terrenas: http://www.inpe.br/sul/nanosat/acompanhe/estacoes_terrenas.php

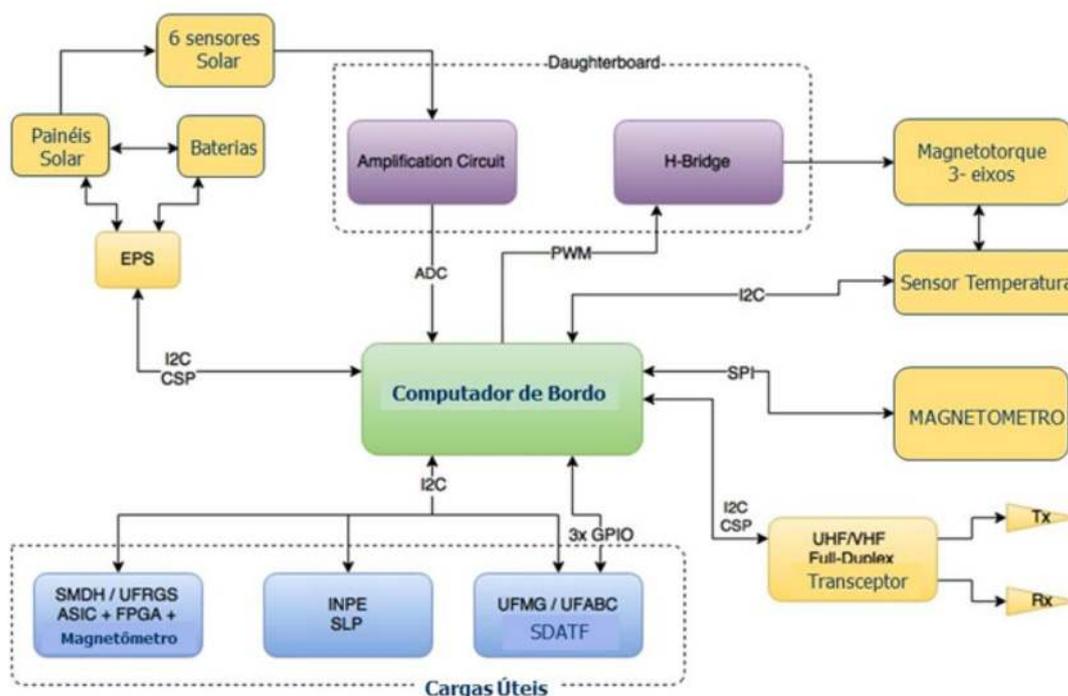
- OBDH ou C&DH), recebe comandos do solo, via o sistema de comunicação, e os encaminha para os componentes apropriados e cargas úteis; coleta telemetria de todos os subsistemas; armazena as telemetrias em pacotes de dados; coleta e armazena dados científicos; encaminha os dados armazenados para solo, em tempo real, via sistema de comunicação.

Para realizar suas funções o software C&DH conta com o computador de bordo que é um processador de voo equipado com memória não-volátil (usualmente *Programmable Read Only Memory* - PROM) onde o código fonte do software é armazenado.

O C&DH é o responsável pela interação das cargas úteis com os demais subsistemas da plataforma do satélite. As interfaces de hardware e software para comandar as cargas úteis e ler os dados impactam significativamente na complexidade do C&DH. Usar interfaces padronizadas e robustas aumentam a confiabilidade da comunicação e reduzem os custos de integração e testes. Para taxas de dados inferiores a 100 kbps, interfaces seriais de baixa velocidade podem ser usadas na comunicação com as cargas úteis, entretanto taxas de dados altas demandam interfaces mais complexas, tais como *SpaceWire* (padrão ECSS-E-ST-50-12C baseada na IEEE 1355) ou soluções customizadas, [6]. Quanto maior a taxa de dados, mais trabalho deve ser realizado pelo hardware C&DH, com menos manipulação de dados sendo feita em software.

A Figura 5.5 apresenta o diagrama arquitetural do NanosatC-BR2 destacando as interfaces utilizadas pelo computador de bordo (C&DH) para interagir com os subsistemas da plataforma e cargas úteis físicas.

Figura 5.5: Interfaces de comunicação do C&DH do NanosatC-BR2 com os demais subsistemas da plataforma e cargas úteis físicas.



Fonte: [7]

O C&DH do NanosatC-BR2 é realizado pelo hardware (computador de bordo iOBC fornecido pelo fabricante da estrutura CubeSat-2U) e software (OBSw) que gerencia três cargas úteis físicas, além das duas cargas úteis implementadas por software (B-dot e Store&Forward). A comunicação com as cargas úteis físicas é realizada por meio do barramento I2C que também é utilizado na comunicação do C&DH com os subsistemas de energia (EPS), de comunicação (Transceptor UHF/VHF) e sensor de temperatura. As cargas úteis físicas são:

- SMDH: validar em órbita os mecanismos tolerantes a falhas implementados em FPGA e o circuito integrado (ASIC) tolerante à radiação, desenvolvidos pelas universidades federais (UFSM e UFRGS);
- SLP: coletar dados para estudo da formação de bolhas de plasma na ionosfera, desenvolvido pelo INPE;
- SDATF: validar, em órbita, um sistema de determinação de atitude tolerante a falhas, desenvolvidos pelas universidades federais (UFMG e UFABC)

O processamento dos dados requerido a bordo define a velocidade do processador; a memória dinâmica (tipicamente RAM – *Random Access Memory*) e a PROM ou a EEPROM (*Electrically Erasable Programmable Read Only Memory*) usada para armazenar o código que pode ser alterado durante o voo. Processadores mais rápidos geralmente consomem mais energia, o que é um fator extremamente limitante no desenvolvimento de satélite, pelo fato da energia no ambiente espacial depender do Sol e de baterias providas pelo subsistema de energia. RAMs são usadas para armazenamento temporário durante a execução do software e também podem ser usadas para armazenamento de informação chave de telemetria. O C&DH também contém grandes bancos de RAM ou mesmo discos rígidos para armazenar dados de carga útil. O volume de dados gerado entre os contatos com o solo determina a capacidade requerida para o C&DH.

Quanto maior o número de cargas úteis do satélite, mais complexo se torna o C&DH. Cresce significativamente a complexidade do software C&DH quando funções autônomas são implementadas a bordo.

5.5.1 Autonomia a bordo

Capacidade do segmento espacial gerenciar operações nominais e de contingência sem a intervenção do segmento solo, por um dado período de tempo.

O controle e agendamento de tarefas, com maior ou menor dependência de solo, é uma atribuição do C&DH relacionada ao problema de aquisição e entrega dos dados. O agendamento e a execução das tarefas geralmente ocorrem em tempos distintos. Recursos

a bordo são necessários para armazenar e disparar a execução de telecomandos que foram carregados de forma antecipada, quando o satélite passou pela Estação Solo. O agendamento de operações em bordo armazena telecomandos temporizados recebidos de solo em visada e os libera para a aplicação destino somente quando o tempo a bordo é atingido. Por exemplo, um telecomando para ligar uma câmera de imageamento a bordo de um satélite de Observação da Terra, na região alvo de imageamento, deve ser armazenado a bordo até que o satélite sobrevoe a região de interesse onde as imagens serão adquiridas. Não faz sentido ligar a câmera no momento da "visada" do satélite pela Estação TT&C e consumir energia do satélite fora da região de interesse.

A gestão dos dados da missão extrapola os limites do C&DH porque o fluxo de dados da missão envolve também o processamento, armazenamento e distribuição dos dados para os usuários finais da missão, realizados no segmento solo. Na Figura 5.4 essa capacidade do segmento solo está representada pelo CMnano. Links de comunicação com as estações solo permitem que os dados (telemetrias) recebidos a cada passagem do satélite pelas estações sejam transferidos para o centro de missão onde são armazenados e disponibilizados para os desenvolvedores das cargas úteis e comunidade científica interessada nos dados da missão.

5.6 Operação

É possível projetar e construir o melhor satélite possível e até lançá-lo em órbita com sucesso, mas o esforço pode ser inútil se não houver uma forma bem planejada para que sua missão seja cumprida no espaço. Esse é o papel da **Operação de Missão**. Ao contrário do que se pensa, a operação de missão não está limitada à sala de operação.

O sucesso de uma missão de satélite em órbita depende do que aconteceu no satélite durante seu desenvolvimento, no lançamento, dos projetos dos subsistemas da plataforma e das cargas úteis, dos testes do satélite realizados em laboratórios, e das capacidades de segmento solo providas para sua operação.

A operação de missão pode ser categorizada em quatro funções básicas [1]:

- **Operações da plataforma do satélite e veículo lançador:** cobre a preparação e implementação de todas as atividades para operar o satélite (manual e automatizada) incluindo o lançador, nos modos nominal, non-nominal, e de emergência.
- **Operações das cargas úteis:** cobre a preparação e implementação de todas as atividades relacionadas às cargas úteis, que são em geral a razão primária da missão. A maior diferença entre a operação da carga útil e do satélite como um todo é a necessidade do conhecimento especialista que pode ser necessário para

tomar decisões na execução de tarefas relacionadas à carga útil e ao tratamento dos seus dados.

- **Operações de solo:** cobre o projeto, implementação, qualificação e operação (incluindo gerenciamento de configuração) de um segmento solo dedicado à missão, com toda a infraestrutura, tais como redes de comunicação, antenas, centros de controle e missão, ferramentas de simulação e bases de dados.
- **Gerenciamento da missão:** cobre todas as tarefas de preparo e operação da missão, envolvendo todos os procedimentos, especialistas, ferramentas e conhecimento técnico operacional do satélite e de solo.

Um projeto de operabilidade do segmento espacial é fundamental para a fase de operação da missão. Documentos de projeto e modelos comportamentais de cada subsistema e das cargas úteis devem ser fornecidos para que a engenharia de operação, ainda durante o ciclo de desenvolvimento do satélite, construa uma base de dados contendo todos os parâmetros e procedimentos pertinentes à operação do satélite e de solo, a qual deve ser mantida e alimentado ao longo da vida útil do satélite em órbita.

5.6.1 Preparação da operação

A preparação da operação da missão envolve a elaboração de dois planos que visam a produção de dados de operação, [8]:

- **Plano de Operação de Voo (POV):** contém todas as informações necessárias para executar as operações do satélite em órbita, incluindo seu descarte no final da sua vida útil. O POV inclui todos os procedimentos de controle do satélite em voo em modo de operação nominal e de contingência.
- **Plano de Operação de Solo (POS):** inclui o agendamento das entidades de solo participantes em todas as fases críticas da missão, tais como a fase de pós-lançamento para aquisição das primeiras órbitas, fase de comissionamento quando o funcionamento de cada subsistema da plataforma do satélite é validado em órbita, seguindo a validação operacional de cada carga útil. Um cronograma para as atividades de suporte operacional é estabelecido, bem como as ferramentas e interfaces com as entidades externas são definidas.

5.6.2 Execução da operação

A execução das operações pode ser dividida em diferentes fases, dependendo da criticidade e duração da missão:

- Fase 1 (**fase crítica**): cobre todas as operações imediatas pós-lançamento até iniciar a exploração da missão, incluindo LEOP (*Launch and Early Orbit Operation*), comissionamento em órbita e validação do segmento espacial.
- Fase 2 (**fase de rotina**): durante essa fase a exploração da missão é realizada.
- Fase 3 (**fase de descarte**): envolvem as operações de retirada do satélite de órbita (*de-orbiting*) e reentrada na atmosfera, seguida do descarte ou reciclagem das facilidades de solo, ou da recuperação de elementos do segmento espacial.

Durante a fase de rotina, a execução das operações envolve um processo iterativo das tarefas de Preparação, Execução e Avaliação.

Perda de missão é a situação em que o segmento solo não é mais capaz de controlar o satélite (devido a perda de contato, por exemplo) ou quando o segmento espacial não é mais capaz de cumprir os objetivos da missão (devido a anomalias, por exemplo).

5.7 Discussão

A gestão de dados de uma missão é realizada por um conjunto de ações transversais aos segmentos solo e espaço. Na operação do satélite em órbita, a gestão dos dados conta com o sucesso das funcionalidades de controle e manipulação de dados implementadas no segmento espacial pelo C&DH e, no segmento solo conta com os sistemas computacionais, bases de dados, simuladores operacionais, técnicas e ferramentas de análise de dados que permitem ampliar a 'observabilidade' do satélite em órbita.

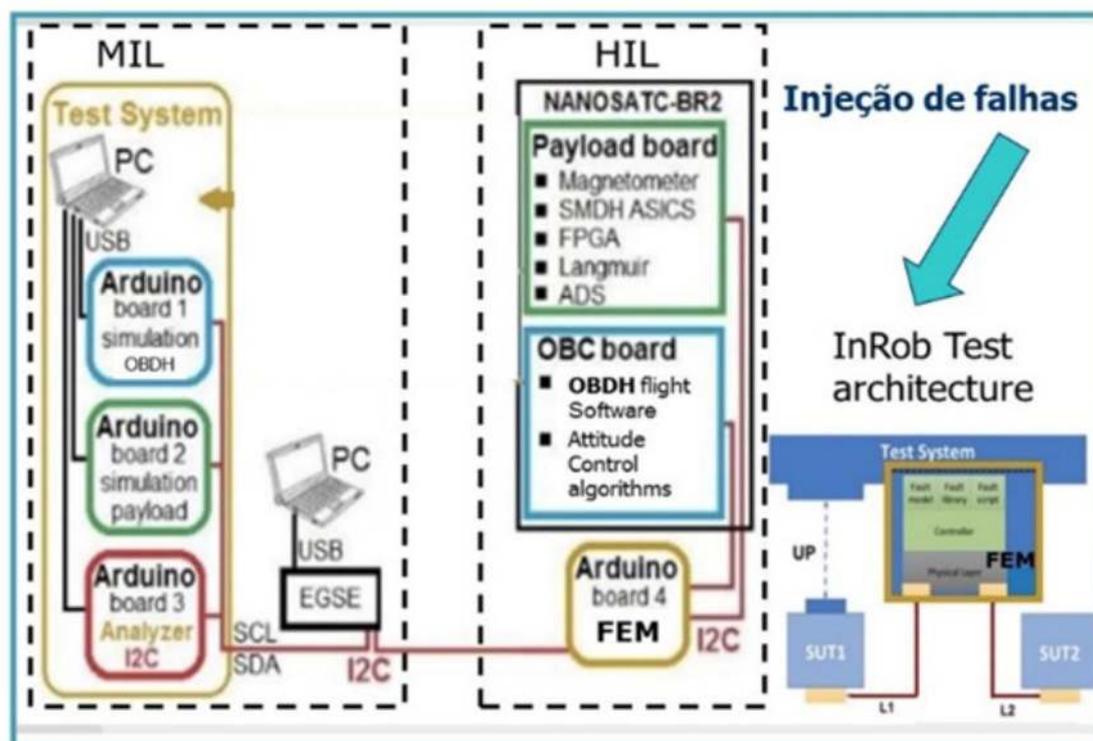
A compreensão do comportamento e estado interno do satélite, configuração e desempenho em órbita é dada pelas chamadas telemetrias de serviço, aquelas que reportam a saúde do satélite. Portanto, a qualidade da 'observabilidade' da operação depende das escolhas das informações e parâmetros que irão compor os pacotes de telemetria. Considerando as restrições de link de comunicação para transmissão de grande volume de dados para solo, torna-se um grande desafio a estratificação das informações relevantes, principalmente para apoiar diagnósticos de falhas.

Outro ponto relevante neste contexto é o conhecimento e domínio técnico da equipe de operação sobre como os subsistemas do satélite funcionam e interagem entre si. Modelos comportamentais dos subsistemas e interoperabilidade entre eles auxiliam a compreensão dos operadores em termos de "observabilidade" da missão em órbita. Simuladores e abordagens que permitam representar, por meio de modelos do comportamento esperado do satélite em órbita, são extremamente valiosos, nas fases de concepção, desenvolvimento e operação da missão.

A Figura 5.6 apresenta a abordagem InRob - Interoperabilidade e robustez aplicada

à arquitetura de teste escalável, [9], que inclui mecanismos de injeção de falhas, desenvolvidos em tese de doutorado, [10] e dissertação de mestrado, [11], no Programa Pós-graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais no INPE. A arquitetura de teste faz uso de placas Arduino conectadas ao barramento I2C disponibilizado no EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*) do CubeSat-2U para embarcar código gerado automaticamente a partir da modelagem comportamental da interoperabilidade de cada carga útil com o C&DH. A arquitetura de teste tem por objetivo antecipar a verificação e validação (V&V) da interoperabilidade e robustez dos sistemas comunicantes no uso da interface I2C, em ambiente MIL (*Model in the Loop*) e HIL (*Hardware in the Loop*). A arquitetura de teste inclui um injetor de falhas (FEM - *Failure Emulator Mechanism*) que permite emular situações de falha no barramento I2C, com o propósito de validar a robustez dos sistemas comunicantes durante a operação, [12].

Figura 5.6: Arquitetura de teste para verificação dos requisitos de interoperabilidade e robustez do C&DH do NanosatC-BR2 na interação com as cargas úteis da missão.



Fonte: [9]

5.8 Conclusão

Este capítulo apresentou aspectos relevantes da gestão de dados e operação de satélites, na perspectiva da engenharia de sistemas espaciais. Procurou-se abordar, com certo nível de abstração, conceitos, mecanismos e questões de comunicação, bem como as dependências entre os sistemas que constituem os segmentos solo e espacial para o sucesso da operação da missão.

5.9 Saiba mais

A engenharia de sistemas espaciais conta com normas internacionais desenvolvidas pelas Agências Espaciais Europeia (ESA) em cooperação com a indústria, as quais têm sido adotadas pelo INPE em projetos de missões. O site é aberto, basta cadastrar e baixar as Normas ECSS – European Cooperation for Space Standardization (<https://ecss.nl/>).

Acompanhe o NanosatC-Br1 de seu celular ou tablet através de aplicativos desenvolvidos para plataformas móveis e sistema operacional Android que rastreiam o NanosatC-Br1 (<http://www.inpe.br/sul/nanosat/acompanhe/aplicativos.php>).

Referências

- [1] J. Wertz, D. Everett, and J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space technology library, Microcosm Press, 2011.
- [2] W. Larson and A. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*. Space Technology Library, Springer Netherlands, 2013.
- [3] N. J. Schuch, R. P. Marques, O. S. C. Durão, M. R. Silva, O. Mendes, M. F. Mattiello-Francisco, A. P. Legg, A. L. Silva, F. S. Pedroso, and E. E. Bürger, “The present and future of the Brazilian INPE-UFSM NANOSATC-BR – CubeSats development program,” *Annales Geophysicae Discussions*, 2019.
- [4] INPE, “Primeiros sinais do NanoSatC-BR2 recebidos com sucesso.” http://www.inpe.br/sul/nanosat/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=5749, 2021. Acesso em: 17 nov. 2021.
- [5] INPE, “Missão do NanosatC-BR1.” http://www.inpe.br/sul/nanosat/missao/nanosatc_br1.php, 2021. Acesso em: 17 nov. 2021.
- [6] *ECSS-E-ST-50-12C – Rev.1 – SpaceWire – Links, nodes, routers and networks*. Maio 2019.
- [7] D. Almeida and F. Mattiello-Francisco, “Modeling of the interoperability between on-board computer and payloads of the NanoSat-BR2 with support of the UPPAAL tool,” in *1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites*, 1, (Colombia), 2017.
- [8] *ECSS-E-ST-70C – ECSS Space Engineering – Ground systems and operations*. Julho 2008.
- [9] F. Mattiello-Francisco, E. Martins, A. Cavalli, and E. Yano, “InRob: An approach for testing interoperability and robustness of real-time embedded software,” *Journal of Systems and Software*, vol. 85, no. 1, pp. 3–15, 2012.

- [10] C. A. P. L. da Conceição, *Abordagem sistemática de testes de software comunicante embarcado em nanossatélites com foco em falhas de interoperabilidade*. Tese de doutorado, INPE, São José dos Campos, 2019. Disponível em "<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3TBGC2H>".
- [11] C. L. G. Batista, *Injeção de falhas em testes de integração de subsistemas aplicada a nanossatélites*. Dissertação de mestrado, INPE, São José dos Campos, 2019. Disponível em "<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3SJ7TLP>".
- [12] C. L. G. Batista, A. C. Weller, E. Martins, and F. Mattiello-Francisco, "Towards increasing nanosatellite subsystem robustness," *Acta Astronautica*, vol. 156, pp. 187–196, 2019. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.11.011.

6. Sondas estratosféricas



Wesley Flavio Gueta (UFSCar)

Rafael Vidal Aroca (UFSCar)

João Marcus Morais de Assunção (Zenith/EESC-USP)

Júlio Calandrin (Zenith/EESC-USP)

Matheus Vieira Gonçalves (Zenith/EESC-USP)

Leonardo Celente Amorim (Zenith/EESC-USP)

Paulo Matias (UFSCar)

Demilson Quintão, PY2UEP (LABRE/AMSAT-BR/UNESP)

Gil Roberto Vieira Pinheiro, PU1UHF (UERJ)

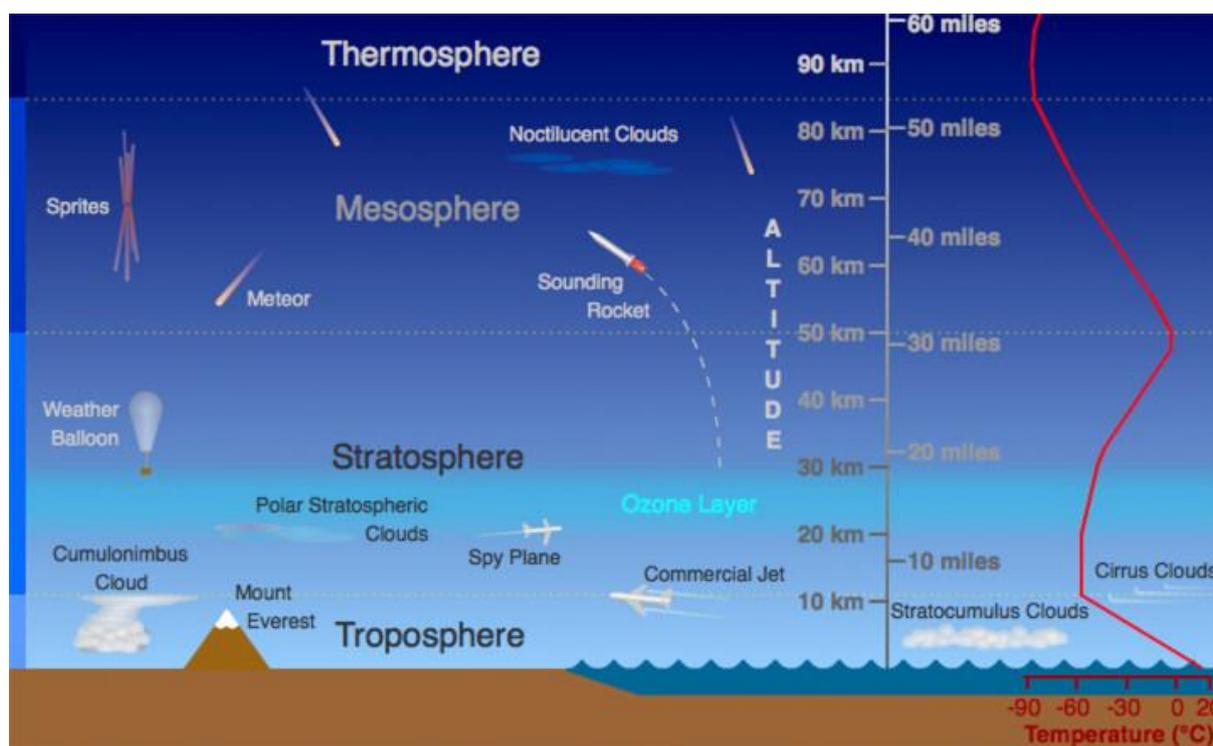
6.1 Introdução

Como você deve ter reparado ao longo deste livro, lançar um satélite envolve tempo, dedicação, trabalho duro e muito preparo. Claro: você quer que tudo funcione conforme planejado, ainda mais considerando que os custos relacionados apenas com o lançamento são bem altos! É muito importante que se faça todos os tipos de testes de funcionamento, que se verifique que todos os sistemas estão operando conforme o especificado, incluindo a operação da sua estação terrena de rastreamento. Deve-se fazer simulações de situações nas quais o seu satélite possa ser submetido ao ser lançado ao espaço e, ao mesmo tempo, deve-se validar o funcionamento da sua estação de rastreamento. Vamos ver como fazer isso!

6.2 A atmosfera terrestre

A atmosfera da Terra possui, principalmente, cinco camadas: troposfera, estratosfera, mesosfera, termosfera e exosfera, Figura 6.1. As camadas são definidas em função do comportamento da temperatura. Vamos nos concentrar apenas nas duas primeiras e na fronteira entre elas.

Figura 6.1: Camadas da atmosfera



Fonte: UCAR/Randy Russell

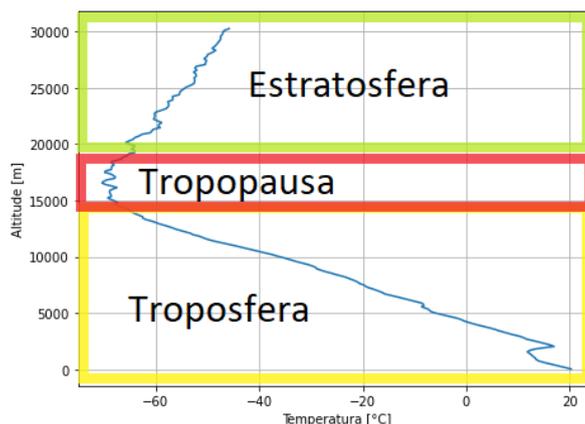
6.2.1 Troposfera

É nesta camada onde praticamente todos os fenômenos meteorológicos acontecem. Ela se inicia desde a superfície até o limite superior, chamado tropopausa. Podemos verificar a extensão da troposfera ao olhar o perfil de temperatura nas Figuras 6.1 e 6.2: à medida que subimos, a temperatura vai diminuindo. Numa atmosfera padrão, essa taxa de variação (gradiente) de temperatura é de aproximadamente $-0,7^{\circ}\text{C}/100\text{ m}$, ou seja: a temperatura diminui em aproximadamente $0,7^{\circ}\text{C}$ a cada 100 m que subimos.

CURIOSIDADE

Esse gradiente é facilmente percebido por nós quando viajamos para uma cidade mais alta do que a nossa: a cidade mais alta terá uma temperatura mais amena.

Figura 6.2: Variação da temperatura em função da altitude



6.2.2 Tropopausa

Continuando a subir, vamos verificar que chegaremos em uma altitude em que a temperatura vai tender a se estabilizar. Essa região é a tropopausa e define o limite superior da troposfera. Nas localidades equatoriais/tropicais, essa estabilização ocorre perto de $-80^{\circ}\text{C}/-70^{\circ}\text{C}$ e a sua altitude é da ordem de 17 km (os valores podem variar em função das estações do ano e das condições atmosféricas).

6.2.3 Estratosfera

Indo mais alto sairemos da tropopausa e entraremos na estratosfera. Nela encontramos a *popstar* das camadas da atmosfera: a 'camada de ozônio' bastante conhecida pela sua função de nos proteger da radiação ultravioleta proveniente do Sol. Por causa da maior quantidade de radiação ultravioleta presente na estratosfera e a sua absorção pela camada de ozônio, verificamos uma inversão do gradiente de temperatura, que passa a ser positivo: a temperatura aumenta ('fica menos frio'), à medida que aumentamos a altitude dentro da estratosfera. Alguns fenômenos meteorológicos fazem com que nuvens do tipo *cumulus-nimbus* cresçam e cheguem a 'furar' a tropopausa, injetando vapor d'água na estratosfera. Um exemplo recente ocorreu em meados janeiro de 2022: a erupção do vulcão submarino Hunga Tonga-Hunga Ha'apai, localizado no Pacífico Sul, injetou uma quantidade massiva de vapor d'água na estratosfera (o vapor d'água é um gás que, na estratosfera, contribui para o efeito estufa).

Dentro da estratosfera também encontramos uma região onde há um pico de radiação ionizante (partículas de alta energia que compõem os chamados 'raios cósmicos'). Esse máximo de radiação é conhecido como 'Máximo de Photzer' e se localiza ao redor de 18 km de altitude¹.

¹Dachev, Tsvetan. (2013). Profile of the ionizing radiation exposure between the Earth surface and free space. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*. 102. 148–156. 10.1016/j.jastp.2013.05.015.

6.3 O Espaço Próximo (*Near Space*)

Entre a atmosfera e o espaço há também uma região chamada de 'Espaço Próximo'. Essa região é limitada pelo 'Limite de Armstrong' e a 'Linha de Kármán'.

O limite inferior do 'Espaço Próximo' é definido pelo 'Limite de Armstrong' (General Harry George Armstrong, USAF), localizado à altitude aproximada de 19 km na qual a água ferve à temperatura do corpo humano (pressão atmosférica de aproximadamente 63 hPa).

O limite superior do espaço próximo é definido pela 'Linha de Kármán' que ocorre a uma altitude aproximada de 100 km, sendo o limite teórico para o voo de uma aeronave. É o limite 'onde a aerodinâmica termina e a astronáutica se inicia' (Theodore von Kármán).

6.4 Os balões estratosféricos

Como você já pode ter concluído, os balões estratosféricos são balões capazes de chegar até a estratosfera. Esse tipo de balão tem uma importante aplicação nas ciências relacionadas com a atmosfera, principalmente na meteorologia.

Figura 6.3: Balão estratosférico.



Fonte: Imagem cedida pelo IPMet/UNESP

Existem diversos tipos de balões estratosféricos, feitos de látex ou de plástico, do tipo 'pressão zero' (abertos) ou de alta pressão (fechados). O gás utilizado para inflar os balões pode ser o gás hélio ou o gás hidrogênio. A altitude máxima e duração de voo utilizando balão estratosférico depende de uma relação entre o tipo de balão utilizado, o seu tamanho, a quantidade de gás e o peso da carga útil.

Como exemplo de aplicação dos balões na ciência, no Centro de Meteorologia - IPMet/UNESP, campus de Bauru, em SP, balões estratosféricos são lançados desde 1989 em campanhas científicas em colaboração com diversas instituições estrangeiras tendo os mais diversos objetivos científicos, Figura 6.3, desde meteorologia até o recente estudo da pluma do vulcão de Tonga, que ainda está circulando a Terra, meses após a erupção (estudo em andamento até dezembro de 2022).

Ao lançar um balão estratosférico e alcançar os 20 km ou mais de altitude, nós entramos no 'Espaço Próximo'. Nessa região encontraremos condições parecidas com

aquelas que existem no espaço: baixas temperaturas, ar com baixa densidade, nível de radiação maior do que na superfície. Usar um balão para levar um protótipo de satélite até o 'Espaço Próximo' apresenta uma ótima relação custo/benefício para testar um satélite em condições ambientais similares às encontradas no espaço. Mais ainda: a utilização de balões estratosféricos viabiliza um teste completo, incluindo a, não menos importante, estação terrena de rastreamento.

Outro ponto importante: o fato de conseguir alcançar a estratosfera utilizando um balão já atende a necessidade de uma ampla gama de missões científicas. Experimentos simples, multidisciplinares, podem ser explorados com lançamentos de balões para fins educacionais, incentivando o aprendizado e o ensino nas áreas STEM, tais como as iniciativas da AMSAT-BR e a própria OBSAT/MCTI.

ATENÇÃO

O lançamento de balões estratosféricos requer autorizações regionais e coordenação da ação junto aos órgãos responsáveis, sendo que as normas, autorizações e requisitos podem mudar de região para região do país. Sabe-se, por exemplo, da necessidade de realizar a solicitação com 35 dias úteis de antecedência e solicitar que seja emitido um *Notice to Airmen (NOTAM)*.

Este texto apresenta uma visão geral deste tipo de iniciativa, mas não é um tutorial nem manual para lançamento e obtenção de suas autorizações. Caso você pretenda fazer um lançamento deste tipo, informe-se e estude as normas e legislações vigentes sobre o tema.

Os sites da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) e do Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) podem oferecer informações relevantes sobre o lançamento de '**balão livre não tripulado**'.

6.5 Sondagens meteorológicas

O tipo mais comum de balão estratosférico é conhecido como 'balão meteorológico'. É um balão de látex, lançado diariamente em centenas de locais espalhados pelo mundo para a realização de sondagens meteorológicas operacionais. Essa sondagem consiste no levantamento do perfil de pressão, temperatura, umidade, velocidade e direção do vento desde a superfície até a aproximadamente 25 km de altitude.

Em geral, as sondagens meteorológicas são realizadas em aeroportos, Figura 6.4, e centros de previsão do tempo, uma a duas vezes por dia, para obter dados e alimentar os modelos numéricos de previsão do tempo. As sondagens meteorológicas também são realizadas para subsidiar previsões de curto prazo, operações de lançamento de foguetes e também em atividades bélicas (artilharia), dentre outras.

Figura 6.4: Radiossondagem no aeroporto do Galeão - RJ.



Fonte: Autoria própria

6.5.1 O balão

O balão utilizado nas sondagens meteorológicas é de látex (um tipo de borracha, parecida com aquela dos balões de festa), Figura 6.5. Ele é do tipo 'fechado' porque, depois de inflado, a sua 'boca' é selada (amarrada). À medida que esse tipo de balão sobe, ele se expande por causa da diminuição da pressão atmosférica pois não há como o gás interno sair. Essa expansão ocorre até o momento em que o látex está completamente esticado e, então, acaba se rompendo. Nas sondagens meteorológicas, considerando características do balão utilizado (350 g), uma carga útil de aproximadamente 100 g e usando uma quantidade de gás que faça o balão subir a uma velocidade aproximada de 5 m/s, o balão consegue chegar até aproximadamente 30 km de altitude.

Figura 6.5: Balão de látex e paraquedas.



Fonte: Autoria própria

6.5.2 A radiossonda

Para medir a pressão, temperatura, umidade, velocidade e direção do vento na atmosfera, usa-se uma radiossonda fixada a um pequeno paraquedas preso à boca do balão.

A radiossonda é a carga útil ou *payload* e consiste de um circuito eletrônico composto de microprocessador, sensores, conversores analógicos digitais, reguladores de tensão, chips processadores de sinais de GPS, interface de comunicação e um transmissor de

sinais na faixa de UHF, entre 400 e 406 MHz. A cada 1 segundo, a radiossonda transmite todas as medidas para a estação de rastreamento que recebe os dados até o momento que o balão estoura, instante em que a recepção dos dados é interrompida e o conjunto dos dados recebidos são transmitidos para os centros de processamento da previsão do tempo.

No Brasil, as radiossondagens operacionais têm utilizado há anos as sondas do fabricante finlandês Vaisala. O modelo RS-41, Figura 6.6, é a mais moderna em uso atualmente.

Figura 6.6: Radiossonda RS-41.



Fonte: VAISALA

CURIOSIDADES

* As radiossondas meteorológicas, utilizadas em radiossondagens operacionais, são utilizadas apenas uma vez. Apesar de serem descartáveis, continuam a transmitir os dados por mais de 8 horas mesmo após o estouro do balão. Com um pouco de técnica e muito bom senso é possível localizar e resgatar uma radiossonda para uso em uma nova missão.

* As radiossondas RS-41 são fabricadas com componentes *COTS: commercial off-the-shelf*. São componentes eletrônicos comerciais: microcontrolador, processador GPS, transmissor. São componentes cujos *datasheets* são amplamente divulgados. Isso possibilita à comunidade *opensource* (radioamadores, programadores, etc) o desenvolvimento de *firmwares* alternativos para reprogramar a radiossonda RS-41 e usá-la para outros fins.

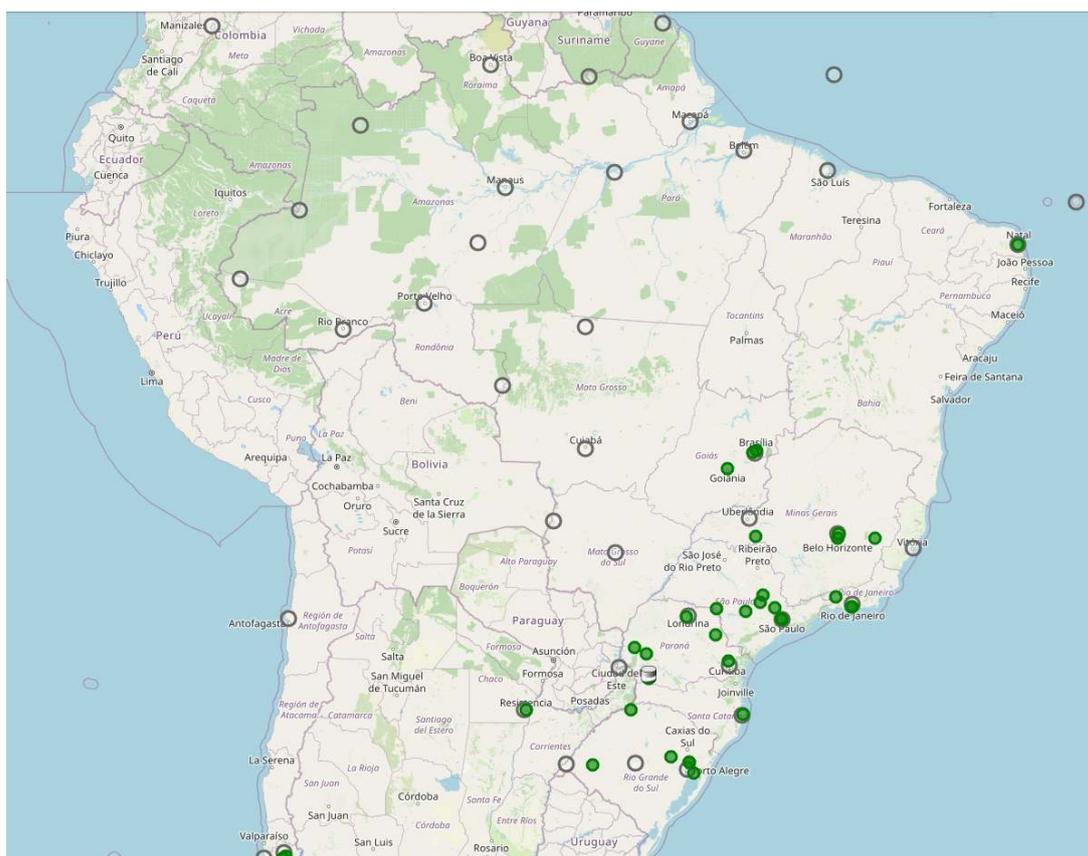
6.6 Radioamadores e as radiossondas

Como já mencionado no capítulo 4, existe uma ampla comunidade de entusiastas e apaixonados por rádio comunicação que são os radioamadores.

Muitos radioamadores e também pessoas comuns, interessadas por tecnologia, têm como diversão o rastreamento das radiossondas. Esse rastreamento é realizado, em sua grande maioria, de forma automática por sistemas baseados em Linux ou mesmo através de um pequeno hardware dedicado. Os dados desse rastreamento, realizado por pessoas no mundo todo, é compartilhado através do site <https://sondehub.org>. A

Figura 6.7 identifica locais que realizam radiossondagens operacionais no Brasil e nos países vizinhos. Basta você entrar no site e localizar a estação de lançamento mais perto de você e verificar se há alguma estação de rastreamento de radiossonda próxima. Nos horários de radiossondagens meteorológicas (os balões são lançados às 11h30 e 23h30 UTC), você poderá acompanhar, em tempo real, os voos dos balões.

Figura 6.7: Locais que realizam radiossondagens operacionais no Brasil e nos países vizinhos. Em verde, estações de radioamadores e de radioescutas que rastreiam as radiossondas.



Fonte: SondeHub.org

Note que na Figura 6.7 acima, há um 'vazio' de estações de rastreamento nas regiões Norte e Centro-Oeste do Brasil. Se você mora em uma dessas regiões, entre no grupo 'Radiossondas' no Telegram (use o QR Code ao lado) para saber como você pode montar a sua própria estação e contribuir com toda a comunidade!



6.6.1 Caça à raposa

A expressão 'caça à raposa' se refere a uma técnica / atividade dos radioamadores que consiste em localizar um transmissor através apenas do seu sinal de rádio. No contexto desse capítulo, trata-se da localização e recuperação de uma radiossonda meteorológica.

Utilizando-se das informações disponibilizadas pela comunidade de rastreadores de radiossondas, no site <https://sondehub.org>, pode-se descobrir que alguma sonda pode pousar ou tenha pousado em alguma localidade próxima. Então, basta usar uma pequena antena direcional e um receptor portátil e dirigir-se até a região estimada do pouso e tentar localizar o sinal e, assim, localizar a sonda.

Existe uma outra forma de localizar a radiossonda que é mais tecnológica. Basta usar um decodificador de sinais de radiossonda portátil e obter, assim, a localização geográfica da sonda. Então, com o auxílio de um GPS, chegar até ao local para resgatar a radiossonda.

ATENÇÃO

A recuperação de uma radiossonda é uma atividade que requer, acima de tudo, muito bom senso! A sonda pode pousar em propriedades particulares, em casas, sobre árvores, em lagos ou rios. **Nunca invada uma propriedade sem autorização!** Além disso, há que se tomar o cuidado com a segurança, usar EPI's, etc. Tenha certeza de que você sabe o que está fazendo e quais são os riscos envolvidos.

Saiba mais sobre a 'caça à raposa' em [1].

6.7 Rastreamento das radiossondas meteorológicas

A possibilidade de rastrear diretamente uma radiossonda é a atividade que vai trazer mais conhecimentos para você quando precisar rastrear um satélite! É o que mais se aproxima de você estar em uma estação terrestre de rastreamento e receber e decodificar os sinais vindo do espaço. No nosso caso, vindos do 'Espaço Próximo'.

Esta atividade pode ser feita de diversas formas: alguns caçadores utilizam equipamentos de baixo custo (cerca de R\$ 100,00) e decodificam e/ou triangulam o sinal de rádio enviado pela radiossonda. Outros utilizam ferramentas mais sofisticadas, também de baixo custo, como o RTL-SDR, que é um módulo de rádio SDR (*Software Defined Radio*), o qual permite receber inclusive os sinais das radiossondas, mostrado na Figura 6.8. Há outros modelos de SDR, que alternativamente podem ser utilizados no rastreamento.

Figura 6.8: Módulo de Rádio Definido por Software, RTL-SDR v.3.



Fonte: RTL-SDR

A decodificação dos sinais recebidos das radiossondas permite obter dados de telemetria dos sensores e da posição em tempo real da radiossonda por meio de alguns softwares específicos. Para realizar a recepção do sinal e a decodificação das informações da radiossonda, o módulo de SDR mostrado na Figura 6.8 pode ser ligado a um PC em conjunto com o software *RS-41 Tracker*² ou o *AutoRx*³. O interessante do *AutoRx* é que além de obter dados da radiossonda, também publica a posição da radiossonda rastreada em SoundeHub.org e em aprs.fi, de forma que o usuário também contribui para a comunidade.

Além do módulo de rádio, geralmente um SDR, e dos softwares específicos, a utilização de uma antena adequada auxilia no rastreamento da radiossonda em maiores distâncias. A Figura 6.9 mostra o ajuste de uma antena de rastreamento de radiossondas transportada na *payload* de um balão. A antena LFA (*Loop Feed Array*) tem sido muito utilizada para esse tipo de rastreamento, devido ao seu desempenho adequado, baixo custo e simplicidade de construção, cujo projeto pode ser acessado em [1]. A antena da Figura 6.9 foi parte da estação de rastreamento montada durante a LASC-2022 (*Latin American Space Challenge*), quando também foi utilizado o módulo RTL-SDR v.3, mostrado na Figura 6.8, e os softwares *SDR Sharp* e *RS-41 Tracker*. Para a publicação da posição da radiossonda no SoundeHub.org foi utilizada uma conexão à Internet, disponível na LASC-2022 através da rede de satélites Starlink®.

Figura 6.9: Ajuste de uma antena do tipo LFA (Loop Feed Array) para o rastreamento de radiossonda RS-41 durante a LASC-2022.



Fonte: Autoria própria

²Software de rastreamento: [RS-41 Tracker](#)

³Software de rastreamento: [AutoRx](#)

Vimos anteriormente que centenas de lugares no mundo lançam balões meteorológicos diariamente. E vimos que as radiossondas são descartadas após o estouro do balão e, mais ainda: há a possibilidade de reutilizá-las. Como conseguir uma?

Diariamente, aqui no Brasil, é o DECEA (Departamento de Controle do Espaço Aéreo – Aeronáutica) que efetua a grande maioria dos lançamentos, bem como a Nav-Brasil (antiga Infraero). Outros órgãos também fazem uso esporádico das radiossondas meteorológicas. Podemos citar alguns, como o Exército, a Marinha, o Instituto de Pesquisas Espaciais – INPE, o Centro de Meteorologia de Bauru – IPMet/UNESP, até a Escola de Especialistas da Aeronáutica – EEAr, no seu curso de formação de especialistas em meteorologia.

Existem diversos produtos no mercado para a operação de radiossondagem. O repositório do software de rastreamento [AutoRx](#) apresenta alguns fabricantes e modelos de radiossondas, sendo que a RS-41 e RS-92, do fabricante Vaisala, são as mais usadas no Brasil.

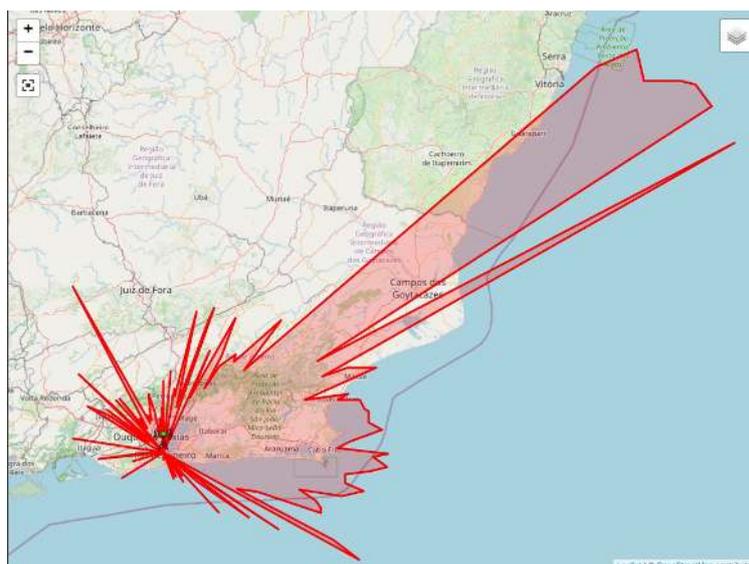
Em especial, a RS-41 pesa apenas 85 gramas, possui GPS, radiotransmissor, sensor de temperatura, umidade e pressão e possui encapsulamento em isopor, reduzindo sua massa e melhorando a estabilidade térmica do circuito eletrônico. As radiossondas transmitem seus dados numa frequência compreendida na faixa de UHF (de 402 MHz a 406 MHz, regulamentada pela ANATEL para radiossondagens) em modulação GFSK (*Gaussian Frequency Shift Keying*) e em velocidade de 4800 bits por segundo. A Figura 6.6 mostra uma RS-41, que é tipicamente amarrada a um cordão e carregada por um balão, cheio com gás hélio ou hidrogênio, juntamente com o paraquedas.

Como mencionado, uma ferramenta gratuita e aberta para quem tem interesse em conhecer mais e acompanhar lançamentos e deslocamentos de sondas meteorológicas é o site [SoundeHub.org](#). Através deste site é possível acompanhar lançamentos passados ou em tempo real, e analisar os dados coletados pelas sondas meteorológicas. O mapa indicado na Figura 6.7, obtido do [SoundeHub.org](#) apresenta locais onde sondas meteorológicas são tipicamente lançadas (balão + RS-41, por exemplo), indicadas por círculos cinza abertos e estações de rastreamento estabelecidas por amadores, hobistas e entusiastas, indicadas em círculos verdes.

Visando explorar o ‘Espaço Próximo’, as atividades de rastreamento de sondas e de satélites abrem um leque de possibilidades de pesquisa e de extensão na academia, nas áreas de antenas, SDR, processamento de sinais, telemetria, IoT (*Internet of Things*), entre outros. Nos lançamentos de balões apresentados neste livro, a recuperação da carga útil (*payload*) do balão foi facilitada devido à existência de uma rede, com no mínimo duas estações fixas de rastreamento via rádio. Na faixa de UHF, usual em sondas e balões, onde o alcance é em visada direta, uma rede de estações se faz necessária para receber a posição transmitida pela carga útil e localizar a mesma. Considerando que esses balões circundam a Terra e em algum momento perdem o alcance via rádio UHF, em visada

direta, tal rede se justifica. Conforme já mencionado, há várias estações rastreadoras permanentes mantidas por radioamadores e aficionados. Buscando realizar o rastreamento abrangente de radiossondas no Rio de Janeiro, foi criada a estação permanente de rastreamento de radiossondas da UERJ (Universidade do Estado do Rio de Janeiro), construída e mantida pelo Prof. Gil R. V. Pinheiro e também radioamador, PU1UHF. Devido ao arranjo e orientação da antena atualmente em uso, na faixa de UHF, a estação cobre uma boa parte da região leste e nordeste do estado do Rio de Janeiro, já tendo rastreado também diversas sondas, em altitudes de 20 km, no estado do Espírito Santo, a mais de 500 km de distância, conforme mostrado na Figura 6.10. Este gráfico de cobertura foi obtido por meio do software AutoRx, da estação da UERJ. A estação se integra a outras estações rastreadoras do Brasil e do mundo, através dos sites SoundeHub.org, aprs.fi e RadioSondy.info.

Figura 6.10: Destacada em vermelho, a cobertura da estação de rastreamento de radiossondas instalada na UERJ, abrangendo as partes leste e nordeste do estado do Rio de Janeiro, além de um trecho do estado do Espírito Santo, para sondas de altitudes elevadas.



Fonte: Autoria própria

A estação rastreadora da UERJ está instalada em local privilegiado, com boa visada da cidade do Rio de Janeiro, região serrana (norte), além das partes leste e nordeste do estado. Utiliza atualmente um computador Raspberry Pi 3, um módulo RTL-SDR v.3, um filtro passa banda para a faixa de 402 a 406 MHz, antena LFA de 3 elementos, software AutoRx e conexão por cabo à rede da UERJ. Há interesse em estender a capacidade de rastreamento, com outras estações integradas no estado do Rio de Janeiro e outros estados brasileiros, construídas em universidades e escolas, possibilitando rastrear balões, *balloonsats* e satélites. Também se encontra em operação experimental no mesmo local um *gateway* LoRa - APRS⁴, em frequências de UHF não reservadas a radiossondas meteorológicas, apto a rastrear módulos LoRa embarcados em balões a longas distâncias.

⁴i-Gate LoRa: <http://www.aprs-is.net/IGating.aspx>

6.7.1 Indo além das radiossondas meteorológicas

Conforme já exposto, basicamente, as sondas meteorológicas cumprem o propósito da obtenção de dados para a previsão do tempo e os respectivos balões usualmente percorrem distâncias da ordem de pouco mais de uma centena de quilômetros. Além disso, as radiossondas podem ser re-avaliadas para rastrear outros objetos. Por outro lado, pode ser necessária a operação e o rastreamento de balões em longas distâncias, considerando que alguns podem se deslocar por muitas centenas ou milhares de quilômetros e até realizar uma volta em torno da Terra. Mas, como sempre estarão na região da tropopausa e da estratosfera da Terra, a curvatura terrestre e as limitações de alcance em linha de visada das faixas de UHF devem ser consideradas. No rastreamento e telecomando de balões, ainda há a possibilidade da comunicação via satélite, que poderá envolver custos de equipamentos, contratação de serviços e pesos adicionais nas *payloads*.

Os balões de longa distância têm sido denominados de *balloonsats* na literatura e diversos grupos acadêmicos estão atuando nesse tema, [2], com apoio específico da NASA inclusive, [3]. Para os *balloonsats*, vários problemas precisam ser resolvidos, como a manutenção e controle de altitude, a comunicação por rádio, telecomando, entre outros.

Visando a obtenção de maior alcance via rádio, outras frequências, nas faixas de VHF e UHF podem ser exploradas, com modulações adequadas a longas distâncias como o WSPR⁵, com propagação além do alcance em linha de visada⁶. Porém, a operação de rádio transmissores de balões nessas frequências requer o licenciamento do usuário junto à ANATEL, como radioamador. Cabe destacar que o licenciamento como radioamador é interessante nesse caso, pois permite acesso e a realização de pesquisas em diversas frequências e modos de operação (tais como AMTOR, RTTY, PSK31, Packet radio, PACTOR, WSJT, WSPR)⁷.

Além dos balões de longo curso e *balloonsats*, há também a possibilidade de comunicação direta com satélites em baixa órbita, sendo que muitos estão aptos a essa comunicação, com repetidoras nas faixas de UHF e VHF, o que também requer operadores licenciados junto à ANATEL, que disponibiliza uma categoria específica, de operação com satélites, se houver interesse em realizar a transmissão para o satélite. Finalmente, sugerimos aos coordenadores e professores orientadores de grupos acadêmicos de balões e satélites que obtenham a sua certificação de radioamador junto à ANATEL, interajam e se integrem aos grupos acadêmicos que estudam e trabalham com estes assuntos, como o grupo da UERJ (gilpinheiro@eng.uerj.br).

⁵WSPR: [https://en.wikipedia.org/wiki/WSPR_\(amateur_radio_software\)](https://en.wikipedia.org/wiki/WSPR_(amateur_radio_software))

⁶Linha de visada: https://pt.wikipedia.org/wiki/Linha_de_visada

⁷Modos digitais de radioamador: https://www.electronics-notes.com/articles/ham_radio/digimodes/digital-modes-summary.php

6.8 Sonda Zenith

Para eventos regionais da OBSAT/MCTI, foi estabelecida uma parceria com o projeto Zenith da EESC-USP⁸ que é um grupo de extensão focado no projeto, desenvolvimento e lançamento de balões estratosféricos e outras atividades aeroespaciais. Um dos projetos do Zenith é uma sonda em formato de cubo, conforme Figura 6.11, com uma carga útil fixada por cordas e sistemas de amortecimentos. A sonda é composta de tubos e placas de fibra de carbono. Este design foi, inclusive, premiado em 2018 com o 3º lugar da categoria *Best Design* da *Global Space Balloon Challenge*, competição organizada pelas universidades de Stanford, Michigan e o MIT.

Figura 6.11: Estrutura 'hipercubo' Zenith, ligada ao balão estratosférico, para transporte dos CubeSats e CanSats da OBSAT/MCTI.



Fonte: Autoria própria

A sonda Zenith é equipada com um sistema de rastreamento via satélite SPOT⁹ e com um hardware 'Cubo' totalmente desenvolvido pela equipe do projeto Zenith, que possui diversos sensores e canais de comunicação / telemetria com o solo. Atualmente, o principal canal de transmissão de telemetria é o LoRa de 915 MHz. A Figura 6.11 mostra o 'Cubo', amarelo com detalhes em preto ao lado de 2 CubeSats e um CanSat de participantes da OBSAT/MCTI, no evento regional no Sul da OBSAT/MCTI, durante o lançamento no Santa Maria Tecnoparque.

Na parceria com a OBSAT/MCTI, a sonda Zenith foi adaptada para atuar como um *gateway*, recebendo telemetria dos satélites dos participantes da OBSAT/MCTI, armazenando em memória interna e retransmitindo para solo. Detalhes destas regras e operações podem ser encontrados nos editais da OBSAT/MCTI¹⁰.

⁸Projeto Zenith: <https://zenith.eesc.usp.br/>

⁹Sistema de rastreamento SPOT: <https://www.findmespot.com/pt-br/>

¹⁰Editais da OBSAT/MCTI: <https://github.com/OBSAT-MCTI/OBSAT-MCTI/tree/main/editais>

Além disso, para os lançamentos em eventos regionais da OBSAT/MCTI, uma terceira opção de rastreamento foi utilizada: a radiossonda RS-41, do fabricante Vaisala, permitindo redundância no rastreamento e resgate da sonda Zenith com os satélites dos participantes. Para a operação de rastreamento, uma rede composta por diversas estações rastreadoras, montadas por radioamadores em cada estado brasileiro, atuou de maneira colaborativa, monitorando, rastreando e coletando dados de radiossondas. Foi graças à frutífera parceria com os radioamadores que as sondas puderam ser rastreadas e resgatadas com sucesso nos eventos regionais relatados a seguir.

Referências

- [1] R. Zurmely, "Minhas aventuras via satélite." <https://www.qsl.net/py4zbz/satelite.htm>, 2022.
- [2] C. Koehler, "Balloonsat: Missions to the edge of space," in *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, no. 16, 2002.
- [3] "Balloonsat." <https://nasa.asu.edu/content/balloonsat>, 2022.

7. OBSAT/MCTI

Lançamentos regionais



Wesley Flavio Gueta (UFSCar)
Rafael Vidal Aroca (UFSCar)
Paulo Matias (UFSCar)
Karizi Cristina da Silva (UFSCar)
Tatiana F. P. A. Taveira Pazelli (UFSCar)

7.1 Introdução

A Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI, em sua primeira edição, é composta por quatro fases:

- Fase 1: Planejamento – Imagine seu CanSat ou CubeSat
- Fase 2: Construa, programe, teste seu satélite!
- Fase 3: Lance seu satélite! – etapas regionais
- Fase 4: Lance seu satélite! – etapa nacional

Especificamente na Fase 3, são realizados uma série de eventos regionais distribuídos entre as regiões do Brasil. Para a primeira edição foram realizados eventos nas regiões Sul, Sudeste, Centro-Oeste e Norte/Nordeste. Em cada etapa regional, as equipes são avaliadas e seus satélites passam por diferentes testes:

- Teste térmico: operação a baixa temperatura;
- Teste de vibração: operação após passar por diversas frequências de vibração em um *shaker*;

- Teste de conformidade de dimensões físicas e massa;
- Teste de captura e transmissão de telemetria;
- Teste de interferência eletromagnética: um analisador de espectro monitora frequências reservadas para verificar se o satélite da equipe não causa interferência nestas frequências, além do satélite ser exposto a portadoras de determinadas frequências, verificando se estes sinais não interferem na operação do satélite da equipe.

A seguir são apresentados relatos de alguns dos eventos realizados. Detalhes dos eventos, incluindo equipes participantes e classificações podem ser obtidos no site da OBSAT/MCTI¹ e no repositório da OBSAT/MCTI².

7.2 Tatuí - SP

O primeiro evento regional da OBSAT/MCTI ocorreu em conjunto com o *Latin American Space Challenge (LASC)*, em Tatuí - SP, no dia 06 de agosto de 2022.

Para o evento regional de Tatuí - SP, o balão foi inflado com gás Hélio e lançado levando uma RS-41 e a sonda Zenith que carregou dois CubeSats e um CanSat de equipes participantes da OBSAT/MCTI. Como pode ser visto na Figura 7.1, o voo atingiu altura máxima de 26.228 metros e viajou por cerca de 230 km. Todo o deslocamento foi monitorado em tempo real pelos radioamadores PU1UHF (Prof. Gil R. V. Pinheiro, da UERJ) e PY2UEP (Demilson Quintão, da UNESP e AMSAT-BR), que contribuíram orientando a equipe sobre detalhes técnicos do rastreamento e lançamento, além dos colegas radioamadores PU2YGG (Guillermo) e PY2PE (Júnior). Todas estas estações de rastreamento reportaram a posição da sonda automaticamente via [SondeHub.org](https://sondehub.org), facilitando o trabalho de busca e resgate da sonda e acessórios.

A Figura 7.2 mostra um exemplo de resultado obtido por uma das equipes presentes neste evento: a equipe DNASat.

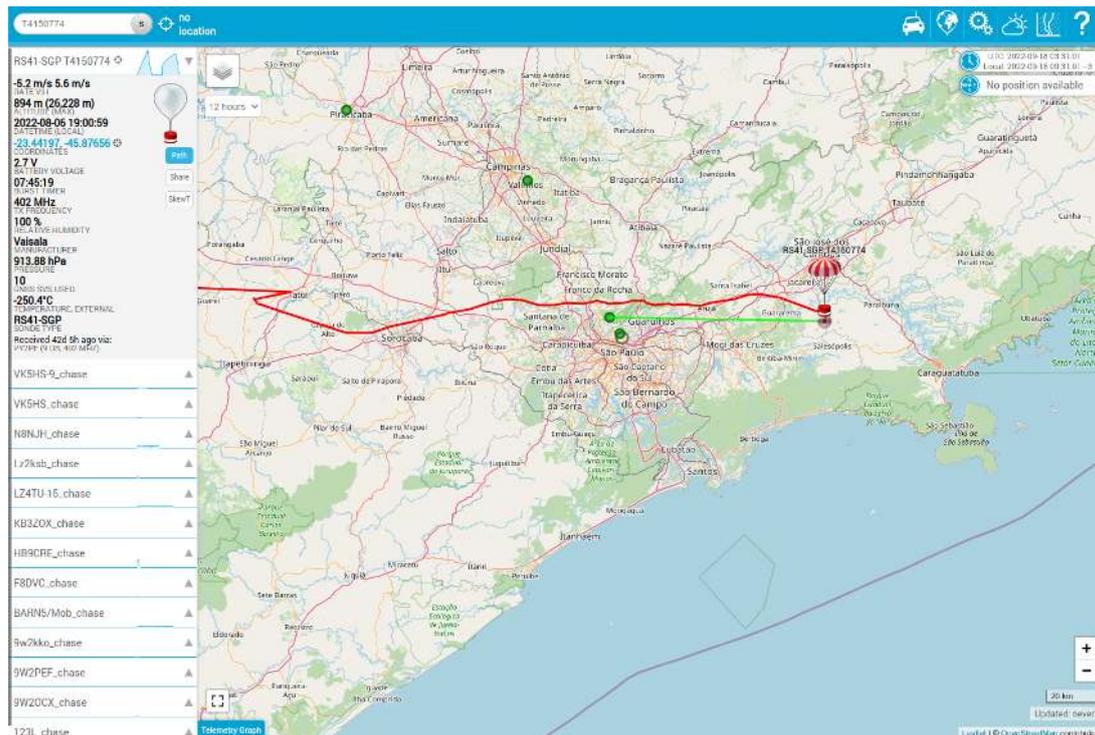
7.3 Santa Maria - RS

O evento regional da Região Sul ocorreu em conjunto com o Santa Maria Tecnoparque e o projeto Bate-Papo Astronômico, em Santa Maria - RS, no dia 13 de agosto de 2022. Também tivemos apoio da Prefeitura Municipal de Santa Maria, e contamos com a presença de Daniel Lavouras, Diretor do Departamento de Promoção e Difusão da Ciência, Tecnologia e Inovação do MCTI, que proferiu uma palestra durante o evento.

¹OBSAT/MCTI: <https://www.obsat.org.br/>

²Repositório da OBSAT/MCTI: <https://github.com/OBSAT-MCTI/OBSAT-MCTI/>

Figura 7.1: Deslocamento da sonda estratosférica no evento regional de Tatuí - SP.



Fonte: Autoria própria

Figura 7.2: Uma das fotos registradas a partir do satélite da equipe DNASat, durante o evento regional realizado em Tatuí-SP. É possível visualizar a sonda RS-41 que auxiliou no rastreamento da *payload*.



Fonte: Imagem cedida pela equipe DNASat

Para esse evento regional, tivemos a participação de equipes dos estados de Santa Catarina, Paraná e Rio Grande do Sul, totalizando oito equipes participantes, sendo duas equipes do Ensino Fundamental II (N1) e seis equipes do Ensino Médio e Técnico (N2). Não tivemos equipes participantes de nível N3, ausência justificada pela equipe devido à impossibilidade de deslocamento até o local do evento. Assim, a equipe classificada em segundo lugar do N2 conquistou a chance de também lançar seu CubeSat em substituição ao satélite da equipe de N3 ausente.

Para classificar as equipes nesse evento regional, tivemos as avaliações divididas em três frentes:

1. Avaliação dos juízes;
2. Avaliação das apresentações de projeto;
3. Caracterização física e teste ambiental.

Conforme previsto em edital, a nota do relatório submetido na Fase 2 também foi considerada como critério avaliativo, compondo 30% da nota total.

Para as duas primeiras frentes, houve a seleção de juízes locais, com experiência nas áreas de engenharia e aeroespacial. Durante todo o período da manhã, das 9h às 13h, houve a discussão entre os avaliadores e as equipes e apresentação dos projetos para todos os participantes e para o público.

Os testes ambientais ocorreram com a avaliação em 5 etapas:

1. Caracterização física;
2. Teste de vibração;
3. Teste térmico;
4. Teste de interferência eletromagnética;
5. Teste de captura e transmissão de telemetria.

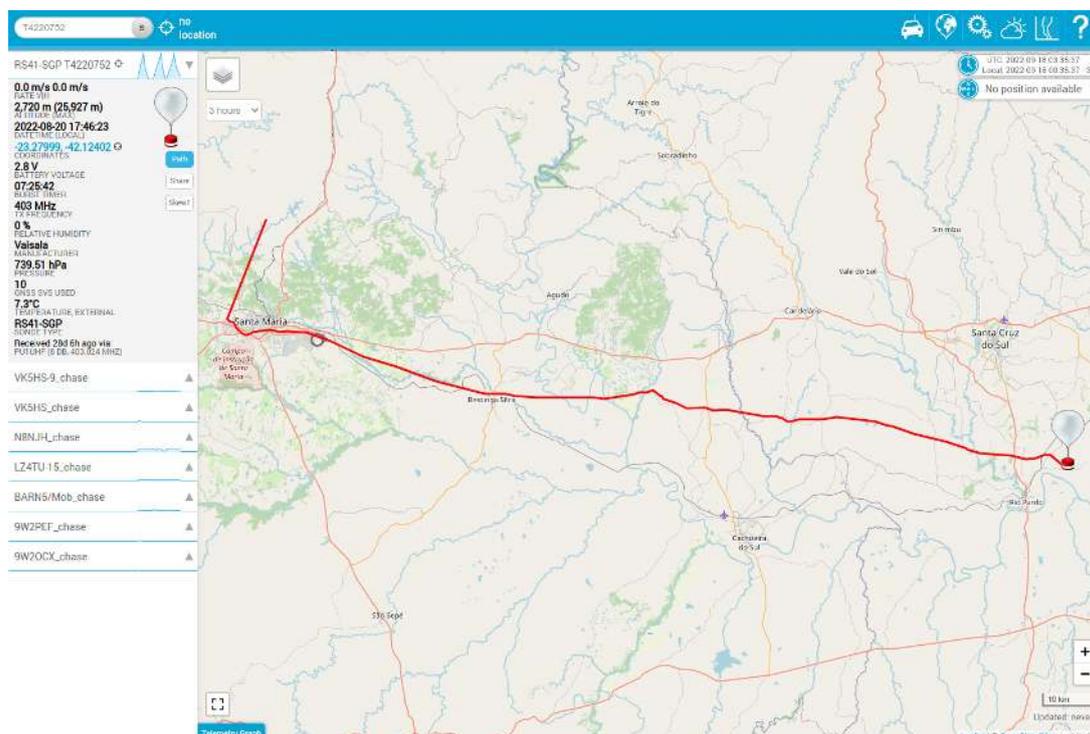
Cada um dos testes tinha como objetivo avaliar pontos importantes para a missão de lançamento estratosférico, como verificar se o satélite resistiria às condições ambientais da estratosfera de baixa temperatura e de vibração na sonda devido às rajadas de vento acima de 120 km/h. Também era importante verificar se o *form factor* do satélite estava adequado aos padrões para que fosse possível embarcar o satélite na sonda.

O teste de interferência eletromagnética surge como essencial para a realização da missão, uma vez que se tem como objetivo verificar a não interferência dos protótipos das equipes com a telemetria enviada pela sonda ZENITH/OBSAT/MCTI, bem como verificar

se não há interferência entre os projetos e se há uma gravação bem sucedida dos dados de *payload*. Os participantes deveriam realizar o envio dos dados de *payload* através de um servidor Wifi da Zenith.

Para o Evento Regional da Região Sul: Santa Maria Tecnoparque, o balão foi inflado com gás Hélio e lançado levando uma RS-41 e a sonda Zenith que carregou dois CubeSats e um CanSat de equipes participantes da OBSAT/MCTI. Como pode ser visto na Figura 7.3, o voo atingiu altura máxima de 25,927 metros e viajou por cerca de 180 km.

Figura 7.3: O balão atingiu o apogeu de 25,9 km de altitude, onde estourou. A radiossonda percorreu mais de 180 Km e, conforme a simulação pré-lançamento, caindo próximo de Rio Pardo.



Fonte: Autoria própria

Para o rastreamento, foi realizado a montagem de uma estação base no próprio local do Santa Maria Tecnoparque, com o apoio da União Santamariense de Radioamadorismo (USRA) e com o apoio dos radioamadores Alexandre Sell (PY3KV) e Henrique Gravina (PU3IKE), que viabilizaram o rastreamento em longas distâncias e a recuperação. Todas estas estações de rastreamento reportaram a posição da sonda automaticamente via [SondeHub.org](https://sondehub.org), facilitando o trabalho de busca e resgate da sonda e acessórios. Os dados do rastreamento podem ser consultados em [OBSAT/Sondas](https://obsat.org.br/sondas).

O resgate se iniciou pouco após o lançamento, às 15h, e a sonda, com os protótipos dos participantes, foi recuperada em Rio Pardo – RS, a cerca de 180 km do Santa Maria Tecnoparque, local de lançamento. Todos os protótipos foram recuperados totalmente funcionais, sem danos e um deles ainda estava em operação. Dois dos protótipos foram devolvidos para as equipes em seus hotéis, durante a madrugada. O terceiro protótipo

ficou com a comissão organizadora e foi devolvido via Correios. As equipes irão realizar relatórios de voos com os dados coletados pelos projetos. A Figura 7.4 mostra a equipe de resgate e organizadora com a sonda recuperada.

Figura 7.4: Equipe organizadora e de resgate com a sonda e os satélites resgatados.



Fonte: Autoria própria

7.4 Rio de Janeiro - RJ

A etapa da OBSAT/MCTI no estado do Rio de Janeiro ocorreu conjuntamente com a I Mostra Espacial do Rio de Janeiro³, no campus da UERJ no Maracanã⁴, no dia 20 de agosto de 2022. A Mostra Espacial contou com estandes de grupos universitários de foguetes, da LABRE-RJ e da OBA. A Mostra Espacial e a etapa regional da OBSAT/MCTI foram prestigiadas com as presenças da pró-reitora de extensão e cultura da UERJ, Prof^a. Cláudia Gonçalves de Lima e do magnífico reitor da UERJ, Prof. Mário Sérgio Alves Carneiro, Figura 7.5. Na Figura 7.6 a equipe do Grupo de Foguetes do Rio de Janeiro (GFRJ), com o foguete Canalle Platinado IV.

Devido às condições atmosféricas, as simulações de lançamentos de balões realizadas em [Predict.habhub.org](https://predict.habhub.org)⁵ indicavam que a *payload* cairia no mar, no litoral da região dos lagos do Rio de Janeiro. Decidiu-se então lançar e rastrear apenas uma radiossonda RS-41. Um balão de 300 g de latex foi inflado com gás Hélio e a sonda RS-41 foi lançada na concha acústica da UERJ, Figura 7.7.

³I Mostra Espacial do Rio de Janeiro: <http://www.pr3.uerj.br/index.php/1mostraespacialrj/>

⁴Universidade do Estado do Rio de Janeiro: <http://www.uerj.br/>

⁵O website <https://predict.habhub.org/> será descontinuado a partir de 31 dezembro de 2022. Sugere-se como alternativa o website <https://predict.sondehub.org/>.

Figura 7.5: Estande da LABRE-RJ, da esquerda para direita, o radioamador Antoni Karol (PY1AX), reitor da UERJ, Prof. Mário Sérgio, pró-reitora de extensão e cultura Profª Cláudia de Lima, Prof. Gil Pinheiro (radioamador, PU1UHF), coordenador da Mostra Espacial do Rio de Janeiro.



Fonte: Autoria própria

Figura 7.6: A equipe do GFRJ com o foguete Canalle Platinado IV na Mostra Espacial do Rio de Janeiro.



Fonte: Autoria própria

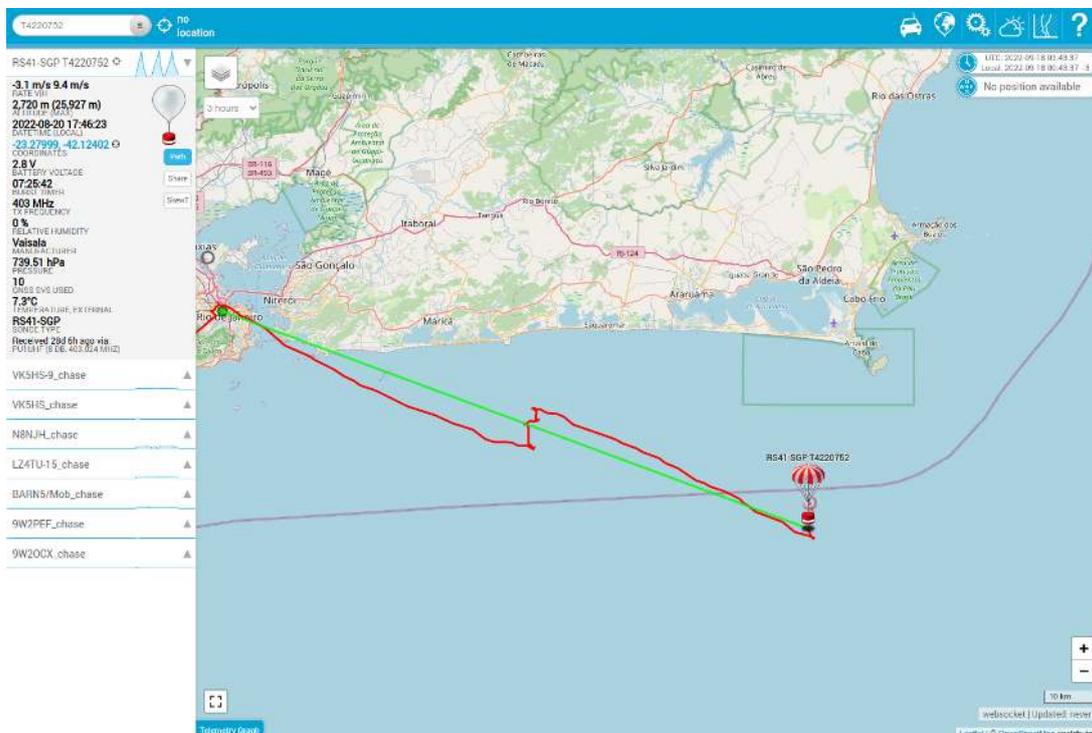
Conforme as previsões, a radiossonda caiu no mar, e, desde o seu lançamento até a queda no mar, foi rastreada pelas estações da UERJ (Prof. Gil Pinheiro, PU1UHF) e do radioamador Fernando Leite, PU1XMG, Figura 7.8. A recuperação da sonda foi inviável devido à queda no mar a 60 km do litoral, em mar aberto e as condições do tempo e do mar não permitiam a navegação de embarcações pequenas.

Figura 7.7: Lançamento do balão e radiossonda RS-41 na arquibancada da concha acústica da UERJ.



Fonte: Autoria própria

Figura 7.8: Mapa do percurso do balão (linha vermelha) lançado na UERJ. Atingiu o apogeu de 25 km de altitude, onde estourou. A radiossonda percorreu mais de 120 km e, conforme a previsão, caiu a 60 km do litoral, defronte a cidade de Arraial do Cabo.



Fonte: Autoria própria

7.5 Natal - RN

A Etapa Regional Norte e Nordeste da 1ª Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI ocorreu no dia 02 de setembro de 2022 no Centro Vocacional Tecnológico Espacial Augusto Severo (CVT-E), da Agência Espacial Brasileira (AEB), localizado no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), na cidade de Parnamirim – RN.

A equipe OBSAT/MCTI foi recepcionada pelo coordenador regional do evento Elielton de Souza Alves e outros funcionários do CVT-E, onde realizaram a organização dos espaços e equipamentos para o evento.

Para a participação no evento, quinze equipes dos níveis fundamental, médio e/ou técnico e superior estavam aptas, sendo quatro da região Norte e onze da região Nordeste. Entretanto, apenas sete equipes puderam estar presentes, todas da região Nordeste. Das equipes presentes, tivemos uma participação de 42 pessoas.

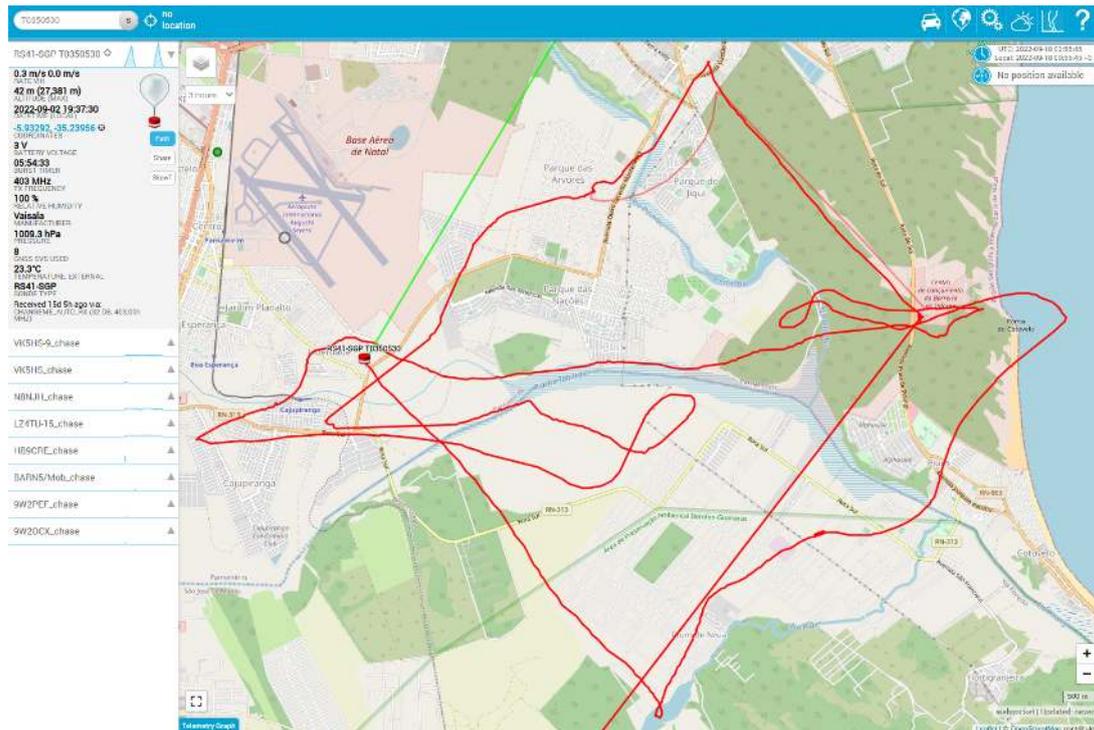
Na cerimônia de abertura estavam presentes os membros da organização da OBSAT/MCTI, Augusto Almeida de Jesus, Wesley Flávio Gueta, o Prof. Rafael Vidal Aroca, coordenador da olimpíada, o diretor do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), o coronel Erivando Pereira Souza, e as equipes convidadas da Região Norte e Nordeste. Também contamos com a presença do presidente da Agência Espacial Brasileira, o Coronel Carlos Augusto Teixeira de Moura.

As equipes passaram por uma inspeção técnica dos protótipos dos seus CubeSats e CanSats que envolveram testes de vibração, de captura de dados de telemetria, seu armazenamento e transmissão, bem como testes da caracterização física do nanossatélite. Em paralelo, as equipes apresentaram para os jurados seu protótipo, e comentaram sobre as dificuldades encontradas e o aprendizado adquirido durante sua participação na OBSAT/MCTI. Consolidados os resultados, as equipes: Programa Cidade Olímpica Educacional, AraripeSat e SPACEIF foram as campeãs das suas respectivas categorias.

O evento contou com o lançamento de duas sondas simultaneamente, com sete kits dos participantes, algo até então inédito na competição. A sonda 1 alcançou o apogeu de aproximadamente 27 km de altitude e caiu a aproximadamente 15 km do local do lançamento, enquanto a sonda 2 alcançou o apogeu de aproximadamente 25 km de altitude, até seu estouro e início da queda, e caiu a aproximadamente 9 km do local de lançamento. As duas sondas percorreram o caminho mostrado nas Figuras 7.9 e 7.10 respectivamente.

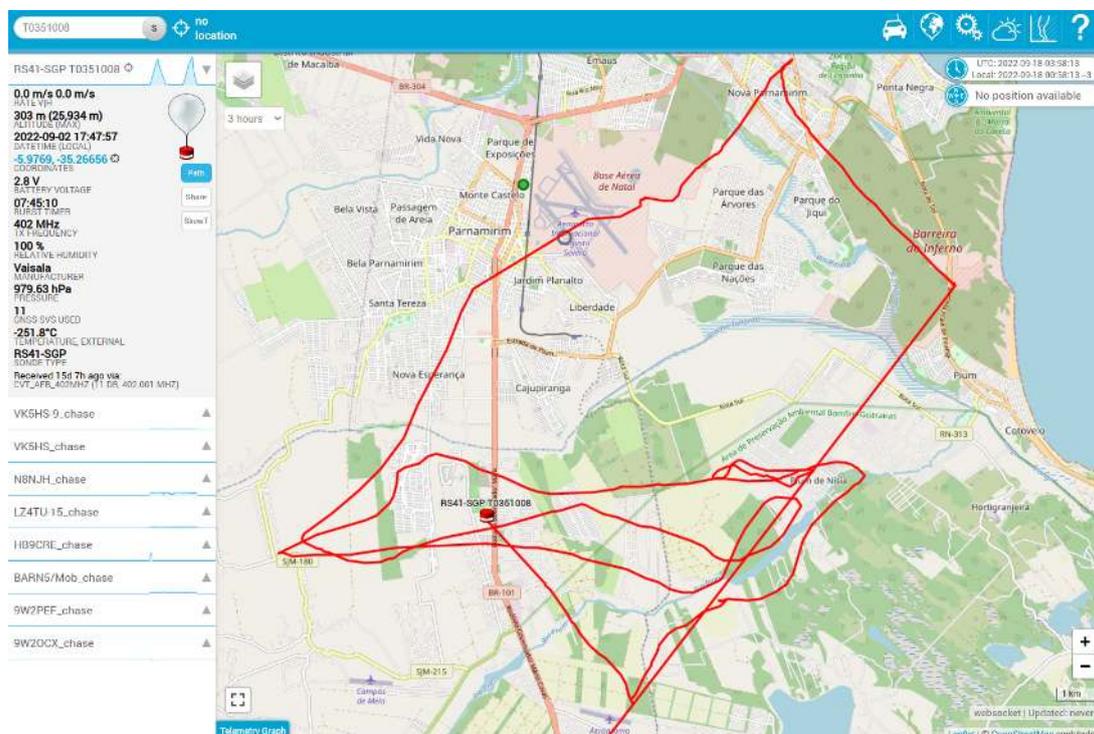
As equipes de busca conseguiram resgatar as sondas e os protótipos foram entregues para as equipes que ainda estavam na cidade no mesmo dia.

Figura 7.9: Deslocamento da sonda 1, da etapa regional OBSAT/MCTI, em Natal-RN.



Fonte: Autoria própria

Figura 7.10: Deslocamento da sonda 2, da etapa regional OBSAT/MCTI, em Natal-RN.



Fonte: Autoria própria

7.6 Demais eventos regionais

Além dos lançamentos relatados acima, também foram realizados lançamentos regionais em Goiânia - GO, São Carlos - SP e em Brasília - DF, concluindo todas as etapas regionais da primeira Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI.

Em especial, o lançamento de São Carlos - SP foi realizado em conjunto com o Sábado Aeroespacial, evento promovido pelo grupo Zenith da EESC-USP. Este lançamento contou com uma atividade diferenciada, realizada com sucesso: foram lançados quatro balões simultaneamente com sondas operando em diferentes frequências. Os quatro balões foram rastreados, em tempo real, pela equipe organizadora, resgatados e os CanSats / CubeSats devolvidos às equipes. Um dos balões também levou experimentos do projeto Kurumin⁶, organizado pelo grupo Zenith.

O último lançamento do ano, realizado em dezembro de 2022, durante a Semana Nacional de Ciência e Tecnologia (SNCT), levou experimentos do público que participou da SNCT, além da bandeira do Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações (MCTI) junto à bandeira do Brasil. A última figura neste ebook mostra uma imagem capturada por uma das câmeras embarcadas que registraram em vídeo o voo desta sonda.



⁶Projeto Kurumin: <https://zenith.eesc.usp.br/kurumin>

Este ebook foi preparado utilizando Latex, OverLeaf e o
template FancyBook (adaptado) disponível em:

<http://losacademycos.com/design-academycos10-1/fancybook-template/>

REALIZAÇÃO E APOIO:



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



+++

