

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA  
CENTRO DE TECNOLOGIA  
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Jose Gabriel Albornoz Fabbrin

**ANÁLISE ESTRUTURAL DO NANOSATC-BR2 PELO MÉTODO DE  
ELEMENTOS FINITOS**

Santa Maria, RS  
2019

**Jose Gabriel Albornoz Fabbrin**

**ANÁLISE ESTRUTURAL DO NANOSATC-BR2 PELO MÉTODO DE ELEMENTOS  
FINITOS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Engenheiro Aeroespacial**.

ORIENTADOR: Prof. Tiago dos Santos

Santa Maria, RS  
2019

**Jose Gabriel Albornoz Fabbrin**

**ANÁLISE ESTRUTURAL DO NANOSATC-BR2 PELO MÉTODO DE ELEMENTOS  
FINITOS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Engenheiro Aeroespacial**.

**Aprovado em 11 de julho de 2019:**

---

**Tiago dos Santos, Dr. (UFSM)**  
(Presidente/Orientador)

---

**Eduardo Escobar Bürger, Dr. (UFSM)**

---

**Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)**

Santa Maria, RS  
2019

## RESUMO

### ANÁLISE ESTRUTURAL DO NANOSATC-BR2 PELO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

AUTOR: Jose Gabriel Albornoz Fabbrin

ORIENTADOR: Tiago dos Santos

O presente trabalho se enquadra no processo de desenvolvimento e análise do nanossatélite brasileiro NanosatC-BR2 (BR2). Mais especificamente, terá enfoque no desenvolvimento e análise do seu subsistema estrutural. O BR2 é um nanossatélite da classe CubeSat e tem sua plataforma estrutural importada e feita em liga de alumínio Al-6061-T6. Como o lançamento do BR2 ainda não tem data nem veículo lançador (LV) definidos, possíveis lançadores foram considerados, de modo a determinar um possível ambiente de lançamento a qual o satélite ficará exposto. Foram realizadas análises estruturais quasi-estáticas, modais e harmônicas do satélite pelo Método dos Elementos Finitos (MEF), utilizando o *software* Abaqus Estudantil. O objetivo das análises é caracterizar o comportamento da estrutura primária do satélite, considerando análises estáticas, modais e dinâmicas, comparando os resultados obtidos aos requisitos associados aos possíveis veículos lançadores. Para tal, considerando uma análise preliminar na fase de projeto/avaliação estrutural, foi desenvolvido um modelo simplificado da estrutura empregando elementos finitos de vigas. Foi realizada uma investigação acerca das cargas úteis e de serviço do satélite para obtenção de um modelo mais realista. As condições de carregamento e de contorno das análises foram definidas a partir dos manuais dos possíveis veículos. Os resultados das análises quasi-estáticas indicam que o BR2 teria capacidade de suportar um lançamento dentro das condições definidas com margens de segurança entre 16 e 42, para o escoamento. Os resultados das análises modal mostram que o BR2 teria lançamento compatível com a maioria dos LV sugeridos, com exceção do Ariane 5, visto que este tem frequência mínima exigida maior que a frequência do primeiro modo de vibração encontrado. Para o caso da análise harmônica, as margens de segurança encontradas ficaram entre 128 e 247, para o escoamento, indicando, também, que o satélite deve suportar com folga o carregamento das vibrações senoidais do LV.

**Palavras-chave:** Abaqus. Análise estrutural. CubeSat. Elementos finitos. NanosatC-BR2.

## **ABSTRACT**

### **STRUCTURAL ANALYSIS OF NANOSATC-BR2 BY THE FINITE ELEMENT METHOD**

**AUTHOR:** Jose Gabriel Albornoz Fabbrin

**ADVISOR:** Tiago dos Santos

The following work is part of the brazilian nanosatellite NanosatC-BR2 (BR2) development and analysis. More specifically, it will focus on the development and analysis of its structural subsystem. The BR2 is a CubeSat class nanosatellite and has its structural platform made of Al-6061-T6 aluminum alloy. Since the launch vehicle (LV) and date are yet to be defined, possible LV were considered, in order to determine a possible launch environment to which the satellite will be exposed. Quasi-static, modal and harmonic structural analyses were performed by the Finite Element Method (FEM), using the software Abaqus Student Edition. The analysis goal is to characterize the behaviour of the BR2's primary structure, considering quasi-static, modal and dynamic analyses, comparing the obtained results with the possible launch vehicles. Therefore, considering a preliminary analysis in the structural design/evaluation phase, a simplified structure model was developed using beams finite elements. A survey was made in order to determine the satellite's payloads and to obtain a more realistic model. The simulation loads and boundary conditions were defined from the possible LVs manuals. The quasi-static analysis results indicate that BR2 would be able to withstand a launch within the defined conditions with safety margins between 16 and 42, regarding yield strength. The modal analysis results show that BR2 would be suitable to launch with most of the suggested LVs, the only exception being the Ariane 5 LV, as its minimum frequency for the first mode of vibration is larger than the one found in the simulations. For the harmonic analysis, the safety margins between 128 and 247, regarding yield strength, also indicates that the satellite could withstand the harmonic vibrations launch environment.

**Keywords:** Abaqus. CubeSat. Finite Elements. NanosatC-BR2. Structural analysis.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Satélite NanosatC-BR1. ....	10
Figura 1.2 – Modelo de engenharia do satélite NanosatC-BR2. ....	11
Figura 1.3 – Envelope de voo do LV Falcon 9. ....	12
Figura 2.1 – Modelo CAD da estrutura principal do satélite NanosatC-BR2. ....	18
Figura 2.2 – Modelos EF da análises acima mencionadas. ....	23
Figura 3.1 – Modelos CAD completos do satélite NanosatC-BR2. ....	25
Figura 3.2 – Modelo CAD do subsistema estrutural do satélite NanosatC-BR2. ....	26
Figura 3.3 – Níveis de excitações senoidais de cada LV para o eixo longitudinal. ....	32
Figura 3.4 – Níveis de excitações senoidais de cada LV para os eixos laterais. ....	32
Figura 3.5 – Piores níveis de excitação senoidal. ....	33
Figura 3.6 – Partes criadas no Abaqus. ....	34
Figura 3.7 – Comparação do modelo estrutural do SolidWorks com o modelo estrutural do Abaqus. ....	35
Figura 3.8 – Montagem da estrutura no <i>software</i> Abaqus com as massas das PCBs adicionadas nos respectivos lugares. ....	37
Figura 3.9 – Ilustração das configurações de cargas aplicadas e condições de contorno para determinada simulação. ....	38
Figura 3.10 – Ilustração das configurações de cargas aplicadas e condições de contorno para determinada simulação. ....	39
Figura 4.1 – Deflexão máxima em função da quantidade de elementos para análise quasi-estática em cada eixo. ....	41
Figura 4.2 – Gráfico da massa modal efetiva obtido no Abaqus. ....	42
Figura 4.3 – Frequência em função da quantidade de elementos para análise modal, de acordo com o determinado modo. ....	43
Figura 4.4 – Deflexões obtidas nas simulações quasi-estáticas. ....	44
Figura 4.5 – Tensões de von Mises obtidas nas simulações quasi-estáticas. ....	45
Figura 4.6 – Deflexões dos modos de vibração observados. ....	47
Figura 4.7 – Deflexão do vigésimo primeiro modo. ....	48
Figura 4.8 – Deflexões em função da frequência de excitação obtidas nas simulações harmônicas. ....	50
Figura 4.9 – Deflexões obtidas nas simulações harmônicas. ....	52
Figura 4.10 – Tensões de von Mises obtidas nas simulações harmônicas. ....	53

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Cargas que o satélite fica exposto durante o lançamento. ....	18
Tabela 3.1 – Ordenamento, função e massa das PCBs do BR2. ....	28
Tabela 3.2 – Frequências naturais mínimas aceitas em determinado eixo para o respectivo LV. ....	29
Tabela 3.3 – Cargas quasi-estáticas e dinâmicas em determinado eixo para o respectivo LV. ....	30
Tabela 3.4 – Níveis de vibração senoidal aplicados no satélite de acordo com o determinado LV. ....	31
Tabela 3.5 – Propriedades da liga de Alumínio 6061-T6. ....	35
Tabela 3.6 – Propriedades dos perfis atribuídos a cada componente. ....	35
Tabela 3.7 – Forças aplicadas nas análises quasi-estáticas para o respectivo eixo. ....	37
Tabela 3.8 – Forças aplicadas nas análises harmônicas para o respectivo eixo. ....	38
Tabela 4.1 – Quantidade de elementos utilizada para cada simulação quasi-estática e modal realizada. ....	40
Tabela 4.2 – Margens de segurança calculadas para as análises quasi-estáticas. ....	46
Tabela 4.3 – Frequências dos primeiros cinquenta modos de vibração. ....	49
Tabela 4.4 – Margens de segurança calculadas para as análises harmônicas. ....	51
Tabela A.1 – Posicionamento assumido para as PCBs. ....	58

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

*LV* Veículo lançador

*FS* Fator de Segurança

*MS* Margem de Segurança

*BR1* NanosatC-BR1

*BR2* NanosatC-BR2

*PCB* Printed Circuit Board

*CAD* Computer Aided Design

*POD* Picosatellite Orbital Deployer

*MEF* Método dos Elementos Finitos



## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>9</b>
1.1	O PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS .....	9
<b>1.1.1</b>	<b>NANOSATC-BR1 .....</b>	<b>10</b>
<b>1.1.2</b>	<b>NANOSATC-BR2 .....</b>	<b>10</b>
1.2	VEÍCULOS LANÇADORES .....	12
1.3	CARACTERIZAÇÃO DO PROBLEMA .....	13
1.4	OBJETIVOS .....	14
1.5	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO .....	14
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>16</b>
2.1	PROJETOS DE PEQUENOS SATÉLITES .....	16
<b>2.1.1</b>	<b>Subsistema Estrutural .....</b>	<b>16</b>
2.2	AMBIENTE DE LANÇAMENTO .....	18
2.3	O MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS .....	20
2.4	ANÁLISES ESTRUTURAIS DE OUTROS CUBESATS .....	21
<b>2.4.1</b>	<b>NanosatC-BR1 .....</b>	<b>21</b>
<b>2.4.2</b>	<b>SwissCube .....</b>	<b>22</b>
<b>2.4.3</b>	<b>CubeSat 3U da Universidade da Associação Aeronáutica da Turquia .....</b>	<b>22</b>
<b>3</b>	<b>DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO .....</b>	<b>24</b>
3.1	O NANOSATC-BR2 .....	24
<b>3.1.1</b>	<b>Subsistema Estrutural .....</b>	<b>26</b>
<b>3.1.2</b>	<b>Balanço de Massa .....</b>	<b>27</b>
3.2	POSSÍVEIS LANÇADORES E O AMBIENTE DE LANÇAMENTO .....	29
3.3	REQUISITOS DO SUBSISTEMA ESTRUTURAL .....	33
3.4	DESENVOLVIMENTO DO MODELO NUMÉRICO .....	34
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES .....</b>	<b>40</b>
4.1	ANÁLISE DE CONVERGÊNCIA DE MALHA .....	40
4.2	ANÁLISE QUASI-ESTÁTICA .....	43
4.3	ANÁLISES MODAL .....	46
4.4	ANÁLISE SENOIDAL/HARMÔNICA .....	49
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS .....</b>	<b>55</b>
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>56</b>
	<b>APÊNDICE A – POSICIONAMENTO ASSUMIDO PARA AS PCBS .....</b>	<b>58</b>
	<b>APÊNDICE B – DESCRIÇÃO DETALHADA DA ELABORAÇÃO DO MODELO NUMÉRICO .....</b>	<b>59</b>

## 1 INTRODUÇÃO

O projeto e o desenvolvimento de satélites consistem em atividades complexas que englobam inúmeras etapas associadas aos diversos subsistemas do projeto (ANKLESARIA, 2012). Cada uma das atividades precisa ser executada adequadamente para que tanto o lançamento quanto o restante da missão desejada sejam realizados com sucesso. Uma dessas etapas envolve o projeto estrutural, que terá maior foco no presente trabalho. As etapas do projeto estrutural, bem como suas interações e ordenamento, serão melhor detalhadas na Seção 2.2.

Dentre as diversas categorias de satélites, a que terá um enfoque especial nesse trabalho será a de CubeSats. Scholz (2017) afirma que os CubeSats têm tamanho padronizado -arestas com tamanhos múltiplos de 10 centímetros- e que são armazenados em um contêiner de lançamento padronizado durante o lançamento. Já Bohrer (2011) descreve os CubeSats como pequenos satélites com massa entre 1 e 10 kg que atendem as especificações do documento *CubeSat Design Specifications*.

O começo do desenvolvimento de CubeSats ocorreu em 1999, em um esforço conjunto de professores da *California Polytechnic State University* (Cal Poly) e do *Stanford University's Space Systems Development Laboratory* (SSDL), buscando um modo de prover acesso ao ambiente espacial para pequenas cargas pagas e padronizar o desenho de nanossatélites, assim reduzindo custo e tempo de desenvolvimento (CAL POLY SLO, 2014). Nos projetos de CubeSats, a Cal Poly fica encarregada de desenvolver o *Poly-Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD), assim garantindo a segurança e proteção tanto do satélite quanto do veículo lançador (LV) e suas - possíveis - outras cargas pagas. Os desenvolvedores de cada CubeSat, por sua vez, são responsáveis pela segurança e sucesso da missão. Isso requer a execução e verificação das atividades de engenharia seguindo protocolos de testes dos subsistemas (CAL POLY SLO, 2014).

Por serem padronizados, os CubeSats devem ser compatíveis com o P-POD, que é o contêiner de lançamento do satélite padrão da Cal Poly. Esse contêiner é, genericamente, chamado de POD, é acoplado ao estágio superior do veículo lançador e, em geral, tem capacidade para acomodar até três CubeSats.

### 1.1 O PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS

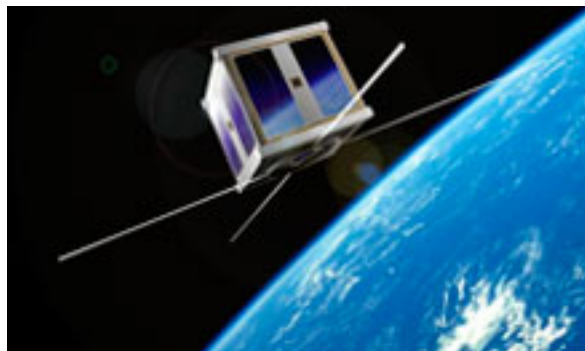
O programa NanosatC-BR, Desenvolvimento de CubeSats busca desenvolver CubeSats e, principalmente, capacitar recursos humanos para área espacial. Esse programa é desenvolvido pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), por meio do Centro Regional Sul (CRS), em parceria com a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM),

além das participações do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) e da Agência Espacial Brasileira (AEB) (INPE, 2018a). Além de capacitar recursos humanos, focando no nível de graduação, o programa também busca capacitar tecnologicamente as instituições que participam das missões, desse modo colaborando no desenvolvimento das tecnologias espaciais e de pesquisas científicas relacionadas ao espaço. O programa já desenvolveu sua primeira missão, NanosatC-BR1 (BR1), e está desenvolvendo sua segunda missão, NanosatC-BR2 (BR2).

### 1.1.1 NANOSATC-BR1

A primeira missão do programa, o desenvolvimento e lançamento do NanosatC-BR1, teve como objetivo coletar dados do campo magnético terrestre, focando na região da Anomalia Magnética da América do Sul (AMAS) (INPE, 2018a). Além disso, o satélite também foi utilizado para testar, em voo, circuitos integrados projetados no Brasil. O NanosatC-BR1 (Figura 1.1) é um CubeSat com estrutura 1U, ou seja, é um cubo com aresta de 10 centímetros. Ele foi lançado em 2014 e ainda continua operante.

Figura 1.1 – Satélite NanosatC-BR1.

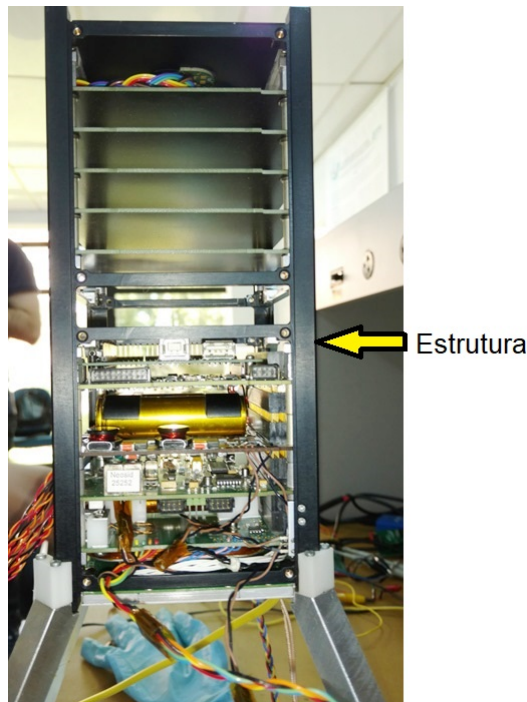


Fonte: INPE (2018b).

### 1.1.2 NANOSATC-BR2

A segunda missão do programa, que está em andamento, consiste em desenvolver e lançar o NanosatC-BR2, que é um CubeSat 2U, i.e., um paralelepípedo com dimensões 10x10x20 cm. A plataforma estrutural do satélite é importada de uma empresa holandesa. O modelo de engenharia do NanosatC-BR2 é apresentado na Figura 1.2. Nesta figura, pode ser visualizada, em preto, a sua estrutura, sistema que terá foco no presente trabalho. Internamente é possível ver os espaços para as cargas úteis e demais subsistemas.

Figura 1.2 – Modelo de engenharia do satélite NanosatC-BR2.



Fonte: Adaptado de Brazilian Space (2018).

Schuch e Durão (2014) citam que existem dois tipos de aplicações para o NanosatC-BR2: científica e tecnológica. Dentro das aplicações científicas encontram-se as medições da intensidade do campo magnético terrestre sobre o território brasileiro, focando na região da AMAS, além de medições de dosagem de radiação, da concentração eletrônica e de carga de partículas ionizadas na ionosfera -também sobre o território brasileiro.

Visando o aspecto tecnológico, o satélite será útil para testes de radiação no espaço sobre componentes eletrônicos, circuitos integrados, projetados no Brasil. Mais ainda, o satélite contará com o primeiro sistema nacional de determinação de atitude com tripla redundância, desenvolvido em cooperação pelo MCTIC/INPE, Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) e Universidade Federal do ABC (UFABC). Por fim, Schuch e Durão (2014) afirmam que com a experiência adquirida com o NanosatC-BR1 será possível desenvolver todo o *software* de bordo do satélite nacionalmente, por pesquisadores e engenheiros do INPE/MCTIC.

O presente trabalho se enquadra no processo de desenvolvimento e análise do NanosatC-BR2. Sendo que o desenvolvimento aqui apresentado consiste em avaliações numéricas da estrutura mecânica do satélite considerando condições estáticas e dinâmicas.

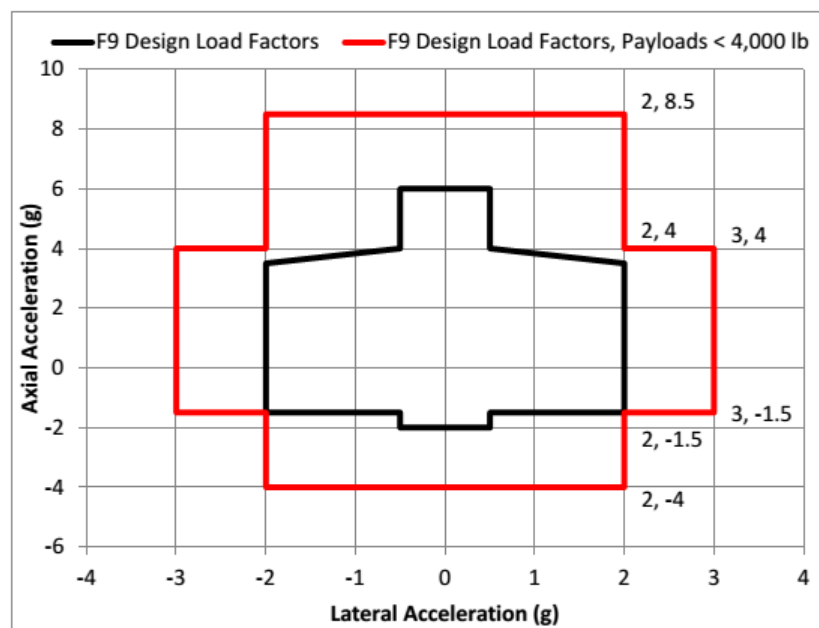
## 1.2 VEÍCULOS LANÇADORES

Para a introdução do satélite na órbita desejada é realizado um lançamento a partir de um veículo lançador. Existem diversos veículos lançadores, cada um com suas particularidades em relação ao ambiente de lançamento. O conhecimento do ambiente de lançamento de um LV é importante, uma vez que tais características e condições de operação definem os níveis e tipos de solicitações aos quais o satélite estará exposto durante o lançamento. Para determinação do ambiente de lançamento deve ser consultado o manual do respectivo LV.

Para escolha do LV é necessária a definição, no mínimo aproximada, da órbita desejada e das funções que a carga útil do satélite realizará (ABDELAL; ABUELFOUTOUH; GAD, 2013). Com estas informações e dados de missões anteriores pode-se começar a seleção do LV.

Os manuais dos LV's costumam apresentar as características de carregamentos axiais e laterais, frequências de ressonância e método de acoplamento do satélite aos lançadores. Além dessas, os manuais também apresentam funcionamento do LV, e suas características físicas. Todos estes fatores são importantes para definir o ambiente de lançamento do satélite. Um exemplo de informação obtida no guia do usuário é apresentado na Figura 1.3. Tal figura representa o envelope com as cargas laterais e axiais durante o voo do Falcon 9 e é possível notar que as máximas acelerações axiais e laterais são, respectivamente, 8,5 g e 3 g, para uma carga útil de massa menor que aproximadamente 1815 kg.

Figura 1.3 – Envelope de voo do LV Falcon 9.



Fonte: (SPACEX, 2015).

O LV do NanosatC-BR2 ainda não foi definido. Dessa maneira, serão propostos alguns LV e seus respectivos guias do usuário serão consultados, de modo que sejam construídas tabelas que caracterizem seus respectivos ambientes de lançamento. Dessas tabelas poderão ser obtidas as situações mais críticas para realizar as avaliações numéricas desejadas.

### 1.3 CARACTERIZAÇÃO DO PROBLEMA

Como já mencionado anteriormente, o presente trabalho se enquadra na etapa de projeto estrutural do NanosatC-BR2. Mais especificamente, as atividades desenvolvidas consistem na realização de análises estruturais numéricas utilizando o método dos elementos finitos (MEF). As análises estruturais são informações complementares à verificação estrutural e mecânica feita por testes experimentais. Os resultados de análises numéricas são úteis tanto ao pré-dimensionamento de um protótipo quanto ao planejamento de experimentos de validação. Assim reduzindo custos e tempo de projeto e experimentos.

O presente estudo tem como ponto de partida uma determinada configuração estrutural do satélite e assim, o objetivo principal é, com base em protocolos estabelecidos, avaliar a integridade estrutural do conjunto quando submetido às condições e carregamentos previstos. Tais carregamentos serão estimados a partir de dados associados à possíveis lançadores.

De acordo com a literatura (SCHOLZ, 2017), as análises estruturais devem ser utilizadas para a avaliação de características importantes, como estado de tensões, deformações e deslocamentos, considerando tanto análises estáticas quanto dinâmicas. Nesse último caso, resultados associados aos modos de vibração e frequências naturais também precisam ser obtidos. Os resultados obtidos a partir das análises numéricas, são então utilizados para avaliação da integridades da estrutura, frente a características dos materiais, como tensão admissível, ou requisitos de projeto, como flexibilidade, frequências naturais e margens de segurança. No entanto, mesmo realizando análises numéricas para uma avaliação das características da estrutura frente a critérios de falha e requisitos de projeto, para o sucesso da missão, é indispensável a realização de testes experimentais seguindo protocolos específicos disponíveis na literatura, como sugerido por Cal Poly SLO (2014) e Anklesaria (2012).

Do ponto de vista do projeto mecânico, Scholz (2017) afirma que o objetivo da engenharia estrutural é desenvolver um sistema que possua os "caminhos de carga" mais simples possíveis, aumentando o uso de materiais convencionais e simplificando suas interfaces. O que resulta em uma integração simples. Além disso, discorre que todo sistema estrutural deve ser capaz de suportar as cargas a que ficará sujeito durante sua vida útil, tanto de origem naturais quanto induzidas externamente. Isto é verificado a partir da de-

definição do ambiente mecânico do satélite, considerando condições térmicas, estáticas e dinâmicas ao longo de sua vida útil. Considerando a etapa de lançamento, a definição do ambiente mecânico é oriunda das condições do LV, conforme já explicado.

#### 1.4 OBJETIVOS

Com base na discussão anterior são definidos os seguintes objetivos principais e específicos do trabalho.

- Avaliar a capacidade do nanossatélite (NanosatC-BR2) em suportar o ambiente de lançamento;

Para tal, será necessário avaliar os esforços internos, tensões, deformações e comportamento do satélite ao ser exposto ao ambiente do LV. Isto será feito a partir de análises numéricas utilizando o programa Abaqus Estudantil. Nesse sentido, será construído um modelo de elementos finitos que servirá de base para futuras análises de nanossatélites em fase de lançamento.

Assim, como objetivos secundários do trabalho pode-se citar:

- Realizar pesquisa bibliográfica sobre subsistema estrutural de satélites e testes estruturais aplicados em nanossatélites, em especial do tipo CubeSats;
- Analisar possíveis veículos lançadores para o NanosatC-BR2, observando seus ambientes de lançamento;
- Realizar simulações estruturais de acordo com os ambientes de lançamento observados de modo a identificar características estruturais a partir da análises quasi-estáticas, modais e harmônicas;
- Avaliar, descrever e documentar o processo e os resultados das simulações.

#### 1.5 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O presente trabalho está dividido em cinco capítulos. O primeiro, Introdução, serviu para contextualizar o leitor acerca do quê se trata o trabalho, as justificativas para fazê-lo e os objetivos que devem ser atingidos ao finalizá-lo. No segundo capítulo, Revisão Bibliográfica, serão apresentados os aspectos fundamentais e práticos que guiarão o desenvolvimento do trabalho, além de uma breve seção apresentando trabalhos similares. O

terceiro capítulo, Desenvolvimento do Trabalho, focará tanto no desenvolvimento do modelo simplificado em elementos finitos do satélite, quanto na definição dos requisitos de missão e projeto e das condições de carregamento a serem utilizadas nas simulações. No quarto capítulo, Resultados e Discussões, serão apresentados os resultados das simulações realizadas, junto com uma breve discussão destes. Por fim, no sexto capítulo, Conclusões e Sugestões de Trabalhos Futuros, serão apresentadas conclusões sobre o trabalho realizado e sugestões de possíveis trabalhos futuros, como sugerido pelo nome do capítulo.



## **2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA**

Nesse capítulo serão brevemente apresentados os principais aspectos fundamentais e práticos disponíveis na literatura que guiarão o desenvolvimento do trabalho. Há ainda uma seção que realiza uma breve discussão sobre análises estruturais disponíveis na literatura, em que outros CubeSats foram analisados.

### **2.1 PROJETOS DE PEQUENOS SATÉLITES**

Os parágrafos a seguir estão de acordo com Abdelal, Abulfoutouh e Gad (2013). O projeto estrutural de um satélite consiste em três etapas: projeto conceitual, preliminar e detalhado. Durante o projeto conceitual são estabelecidas a viabilidade e estimativas de custo e risco da missão desejada. Além disso, durante esta etapa é realizada a investigação de requisitos e identificação de possíveis materiais e estruturas possíveis para cumprir a determinada missão. Com isso, são desenvolvidas diferentes ideias para que se escolha a com melhor potencial, respeitando os critérios de projeto adotado.

Já na etapa de projeto preliminar, foca-se nas melhores ideias obtidas durante o projeto conceitual. Há a seleção dos tipos e formatos dos materiais. A etapa é encerrada com o começo do planejamento das etapas de fabricação e testes da estrutura.. Nesta etapa que é desenvolvida a análise estrutural.

Por fim, durante o projeto detalhado são definidas as tolerâncias dimensionais e de manufatura da estrutura, além do projeto das estruturas terciárias. Isso é realizado concomitantemente com o desenvolvimento dos processos de manufatura e planos de testes.

Os autores afirmam que durante as etapas de projeto, o objetivo principal é o aumento da resistência por peso (eficiência) do projeto, e que isso tem sido obtido pela combinação de vários tipos de estruturas e materiais diferentes.

#### **2.1.1 Subsistema Estrutural**

Os autores ainda afirmam que o subsistema estrutural de um satélite é responsável por suportar todo e qualquer mecanismo físico que este possua. Mais ainda, qualquer mecanismo físico é, por si, uma estrutura, visto que possui massa e deve suportar algum tipo de carregamento em alguma etapa da missão, como no lançamento. As estruturas de um satélite são divididas em três categorias, de acordo com os requisitos que definem o projeto:

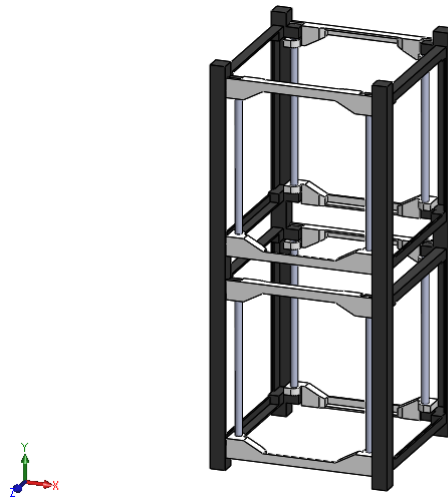
- **Estrutura Primária:** "espinha dorsal" do satélite, principal caminho da carga entre o LV e o satélite;
- **Estrutura Secundária:** como nome sugere, estruturas secundárias, como vigas de apoio, treliças, antenas, painéis solares, etc;
- **Estrutura Terciária:** fixadores, suportes de montagem, conectores, etc.

A estrutura primária é quem suporta a maior parte do carregamento aplicado ao satélite, como tensões cisalhantes, momentos fletores, cargas axiais e torção. Anklesaria (2012) também relata que a estrutura primária funciona como a espinha dorsal do satélite, suportando os demais subsistemas e garantindo a integridade do satélite durante sua missão. Abdelal, Abuefoutouh e Gad (2013) e Stevens, Schwartz e Hall (2002) também subdividem as estruturas primárias, de acordo com seu tipo, em quatro grupos principais:

- **Skin-frame:** utiliza uma "rede" interna de estruturas laterais e axiais que suportam painéis de revestimento externo fixados com parafusos ou rebites;
- **Estrutura treliçada:** arranjo de elementos que suportam apenas cargas axiais, tipicamente arranjados na forma de triângulos para o aumento de estabilidade;
- **Cilíndrica Monocoque:** casca cilíndrica axissimétrica sem reforçadores ou *frames*;
- **Cilíndrica semi-monocoque:** estrutura similar à *skin-frame*, possui *frames* axiais e laterais conectados a um revestimento externo.

A estrutura do NanosatC-BR2, de acordo com o exposto acima, pode ser considerada do tipo *skin-frame*. Ela é composta de uma rede interna de vigas de Al-6061-T6, que são revestidas por placas do mesmo material, onde são coladas os painéis solares. A Figura 2.1 apresenta um modelo CAD (*computer aided design*) da estrutura do nanosatélite. Esse modelo foi elaborado no âmbito de qualificação de mão de obra universitária do projeto NanosatC-BR, Desenvolvimento de CubeSats. O modelo foi desenvolvido com o *software* SolidWorks, a partir de medidas realizadas no modelo de engenharia do NanosatC-BR1, encontrado no Laboratório de Integração e Testes de Nanossatélites (LITN) (COUTO, 2018). As estruturas modeladas em Couto (2018) serão utilizadas como base para a construção do modelo em elementos finitos no *software* Abaqus.

Figura 2.1 – Modelo CAD da estrutura principal do satélite NanosatC-BR2.



Fonte: (COUTO, 2018).

## 2.2 AMBIENTE DE LANÇAMENTO

Anklesaria (2012) relata que durante as fases de transporte, decolagem e voo até a órbita desejada, satélite e LV operam em condições de intenso ruído acústico, altos gradientes de temperatura, cargas de impacto e vibrações (Tabela 2.1). Além disso, apesar da riqueza de informações históricas de lançamentos, à medida que as tecnologias se desenvolvem, incertezas são inseridas na avaliação da resposta estrutural destas sob o ambiente de lançamento. Assim, são necessárias análises e testes completos.

Tabela 2.1 – Cargas que o satélite fica exposto durante o lançamento.

Fase	Fonte	Ambiente de Carregamento			
		Acústico	Vibração Senoidal	Vibração Randômica	Impacto
Lift-Off	Ignição, ruído do motor	X	X		X
Subida	Motor, ruído aerodinâmico	X	X	X	
Separação de estágios	Separação, Ignição de estágio				X

Fonte: Adaptado de (ANKLESARIA, 2012)

Tendo em vista o subsistema estrutural, o autor afirma que os testes e análises são realizados para ganhar confiança no projeto e qualificar o satélite para voo. Também comenta que, em geral, o projeto estrutural envolve análises por elementos finitos, onde diversos casos de carregamento são testados.

Como mencionado, os desenvolvedores dos CubeSats ficam encarregados de realizar testes e verificações no satélite assegurando a sua segurança e sucesso da missão. Além de um requisito para o projeto de CubeSats em si, esses testes e verificações são

requisitados pelo operador do LV. Os testes necessários dependem de qual LV será utilizado.

Sabendo que, durante a etapa de lançamento, as condições de operação dependem das características do veículo lançador, é necessário o conhecimento de tais características para a adequada avaliação do satélite lançado por meio de simulações numéricas e experimentais. E conforme já explicitado, tais informações são obtidas nos manuais dos LVs.

Embora de uma forma geral os veículos lançadores possuam características distintas, há alguns testes, pelos quais os satélites devem passar, que são comuns à maioria dos LV's. Dentre os principais testes, Cal Poly SLO (2014) destaca:

- Vibração randômica;
- *Thermal Vacuum Bakeout*;
- Teste de impacto
- Vibração senoidal;
- Inspeção visual.

O NanosatC-BR1, por exemplo, foi lançado pelo LV ucraniano *Dnepr*, como carga secundária, assim como diversos outros CubeSats no mesmo lançamento. Segundo KOSMOTRAS (2001), os testes estruturais necessários para garantir o lançamento do satélite com esse LV são:

- *Sinusoidal vibration*;
- *Shock*;
- *Quasi-static analysis*;
- *Random vibration*.

Estes testes estão de acordo com os sugeridos por Anklesaria (2012) para um plano de testes estruturais típicos, que são:

- Análise quasi-estática;
- Análise modal;
- Teste de impacto;
- Teste de vibração senoidal;
- Teste de vibração randômica.

Para uma análise mais detalhada da estrutura do satélite, primeiramente são realizadas análises numéricas, que são depois confrontadas com os resultados experimentais. No presente trabalho serão realizadas as análises quasi-estática, modal e senoidal. Nas análises quasi-estática e senoidal será utilizado um critério de falha a partir da tensão equivalente de von Mises como verificador da integridade estrutural do modelo. Tal critério pode ser aplicado para o problema em questão, pois o material utilizado na estrutura do satélite é dúctil. A tensão equivalente de von Mises é calculada pelo *software* e seu valor é comparado com a tensão de escoamento do material, podendo ser prevista a falha deste ou não. Já a análise modal será realizada para determinar se pode haver interferência entre a excitação provocada pelo LV com as frequências de vibração do satélite.

## 2.3 O MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

Esta seção será baseada com o exposto por Filho (2013). Para obter as deformações, tensões e deslocamentos de uma estrutura pode-se utilizar de métodos analíticos clássicos, o que resulta na resposta exata para todos os pontos de uma estrutura idealizada em um modelo matemático. Todavia, a utilização desses métodos é limitada para casos que, geralmente, fogem das aplicações práticas do dia-dia. Isso acontece, pois a solução exata de muitos problemas comuns em engenharia torna-se impossível, e ao se realizar muitas simplificações, de modo a conseguir utilizar métodos analíticos, os resultados careceriam de precisão.

Assim, outra maneira de analisar uma estrutura é utilizando métodos numéricos, como o método de elementos finitos. Este consiste em discretizar uma estrutura, de modo a simplificar sua análise, a partir da ideia de que possuindo o entendimento do comportamento de cada elemento, será possível entender o comportamento do conjunto. É um procedimento aproximado, de caráter geral, porém com precisão adequada aos problemas de engenharia. No entanto, a precisão está sujeita à definição adequada de condições de contorno, carregamentos, tipo e número de elementos utilizados.

A discretização divide a estrutura em um modelo com distintas partes, cada uma com tamanho finito. A conexão entre cada parte é chamada de nó. Na análise utilizando o MEF, são calculadas tensões, deformações e deslocamentos somente para determinados pontos da estrutura, seus nós.

A quantidade de nós utilizada para representar determinada estrutura varia com a precisão que se deseja obter na solução do problema e com a quantidade de recursos computacionais disponíveis, sendo necessária uma análise de compromisso entre ambas. Busca-se a maior precisão com o menor uso de recurso computacional. Este procedimento pode ser feito através de uma análise de convergência de malha, processo em que testa-se a diversas vezes a simulação, cada vez com um número maior de nós, para se descobrir

em qual quantidade de nós a solução converge.

Em suma, neste método, objetiva-se a determinação da configuração deformada da estrutura pelos cálculos de deslocamentos nodais, dado que as forças e deslocamentos se relacionam pelas rigidezes dos elementos. Assim, a determinação da rigidez da estrutura é um aspecto fundamental. Após o cálculo dos deslocamentos nodais, são calculadas as deformações e tensões no domínio dos elementos utilizando funções de interpolação.

## 2.4 ANÁLISES ESTRUTURAIS DE OUTROS CUBESATS

Esta seção apresentará outros trabalhos de análises estruturais de CubeSats, de modo a poder ser realizada uma comparação entre os métodos utilizados na literatura e o utilizado no trabalho. Na Figura 2.2 será apresentado o modelo em elementos finitos dos estudos apresentados nesta seção, de modo a tornar mais fácil a comparação.

### 2.4.1 NanosatC-BR1

O BR1 foi o objeto do estudo realizado em Bohrer (2011). Neste trabalho, o MEF é utilizado para a realização das análises quasi-estática, modal e senoidal. Era proposta uma análise randômica que não foi realizada por limitações de *hardware*.

As simulações foram realizadas no *software* NX.NASTRAN. O modelo matemático gerado era praticamente completo, com todos componentes do satélite, o que resultou em uma quantidade imensa de elementos utilizados. Isso causou a necessidade de realizar a análise senoidal subdividindo o satélite em partes. A estrutura principal do satélite foi modelada a partir de elementos sólidos.

Para análise quasi-estática, as cargas foram baseadas no lançador PSLV, e foram utilizados fatores de segurança de 1,35 e 2, para metais e não-metais respectivamente. A condição de contorno utilizada foi o engaste (restrição de seis graus de liberdade) dos quatro pés do satélite. Para a análise modal a condição de contorno utilizada foi a mesma, porém sem a aplicação de cargas. Durante a análise senoidal o modelo sofreu uma espécie de excitação de base, com características definidas de acordo com o envelope do LV.

Os resultados das análises quasi-estática e senoidal mostraram que as tensões máximas de von Mises eram pequenas quando comparadas às tensões de escoamento do material, resultando sempre em margens de segurança razoavelmente adequadas ao lançamento (BOHRER, 2011).

### 2.4.2 SwissCube

O SwissCube foi o primeiro CubeSat desenvolvido na Suíça, tinha tamanho 1U e aproximadamente 900 gramas de massa. Em seu trabalho, Arce, Benjamin e Röthlisberger (2006) reportaram o projeto e a análise estrutural do SwissCube. Os autores realizaram uma análise quasi-estática pelo MEF utilizando o *software* Abaqus, avaliando as tensões de von Mises e deflexões da estrutura.

A análise foi baseada no envelope de lançamento do LV Dnepr, e foi feita com a ideia de projetar a estrutura para o pior caso possível. Foram realizadas 3 simulações, cada uma com uma configuração para as cargas e condições de contorno. O modelo matemático elaborado representa somente as principais estruturas do satélite, desconsiderando outras partes dele. Isto é feito para simplificar o processo de criação do modelo e também o de análise.

As cargas quasi-estáticas oriundas do envelope do LV foram multiplicadas por um fator de segurança e aplicadas não simultaneamente a cada eixo. No caso vertical, a carga de 196,2 N, calculada, foi dividida e aplicada nos quatro pés do satélite. Para o eixo vertical, a condição de contorno utilizada foi a fixação do deslocamento da base do satélite na direção vertical. Já para os eixos laterais, a condição de contorno foi a fixação das laterais em uma das direções laterais.

Arce, Benjamin e Röthlisberger (2006) afirmam que as simulações realizadas provavelmente superestimam as cargas, mas mesmo assim as máximas tensões de von Mises eram muito menores que a tensão de escoamento do material. As margens de segurança obtidas nas análises apresentadas ficaram entre 111 e 167, com um fator de segurança de 1,25.

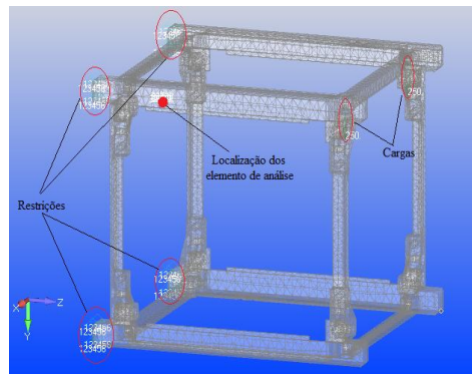
### 2.4.3 CubeSat 3U da Universidade da Associação Aeronáutica da Turquia

Güvenç, Topeu e Tola (2018) apresentam o projeto e análise via MEF de um CubeSat 3U. As análises realizadas foram modal, quasi-estática e térmica. O *software* utilizado foi o Abaqus. O modelo matemático elaborado utilizou 33.764 elementos sólidos. Este representava somente a estrutura do satélite, enquanto as cargas úteis eram simuladas como pontos de massa, conectadas ao satélite através de acoplamentos,

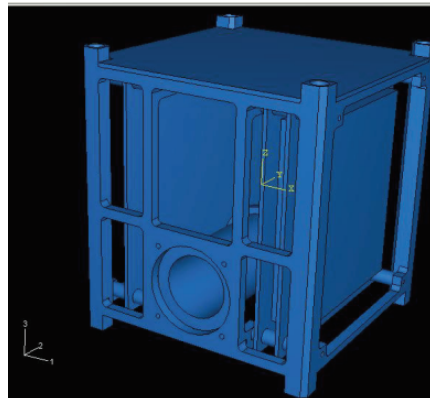
O carregamento utilizado nas simulações foi baseado no envelope do PSLV. Para a análise quasi-estática, as cargas foram aplicadas nos três eixos simultaneamente. E a condição de contorno utilizada foi o engaste da base do satélite. Mesmo com a aplicação simultânea nos três eixos, o satélite tinha margem de segurança relativamente satisfatória. A análise modal avaliou que os modos de vibração eram suficientemente maiores que as frequências de vibração mínimas exigidas pelo LV.

Figura 2.2 – Modelos EF da análises acima mencionadas.

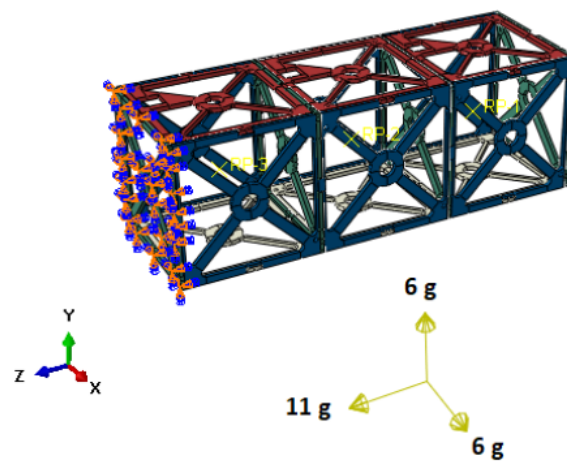
(a) Modelo do BR1.



(b) Modelo do SwissCube.



(c) Modelo do CubeSat 3U turco.



Fonte: (a) adaptado de Bohrer (2011), (b) adaptado de Arce, Benjamin e Röthlisberger (2006), (c) adaptado de Guvenç, Topeu e Tola (2018).



### 3 DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

Este capítulo será dividido em algumas partes. Inicialmente será descrito mais detalhadamente o BR2 e seus componentes. Então serão propostos alguns LV para seu lançamento, o que permitirá a definição do ambiente de lançamento das análises. Também serão definidos alguns requisitos de missão e projeto, que servirão como guia para o desenvolvimento das análises. Todas essas partes serão úteis para a conclusão do objetivo principal deste capítulo: elaborar o modelo de elementos finitos do satélite, procedimento que será detalhado neste capítulo.

#### 3.1 O NANOSATC-BR2

Piovesan, Silveira e Muller (2015) dividem o NanosatC-BR2 em 5 subsistemas. Tais subsistemas são:

- Subsistema estrutural;
- Subsistema de comunicação, responsável pela troca de informações entre o satélite e estações terrenas;
- Subsistema de controle térmico, responsável pela integridade térmica do sistema;
- Subsistema de energia, responsável pela geração e armazenamento de energia do sistema;
- Subsistema das cargas úteis, responsável por cumprir as missões científico-tecnológicas do satélite.

Além do modelo CAD somente com a estrutura (Figura 2.1), Couto (2018) também elaborou um modelo CAD do NanosatC-BR2 completo, contendo as suas cargas úteis além da estrutura principal. Este modelo está apresentado na Figura 3.1. A Figura 3.1a apresenta o satélite com seus painéis solares, enquanto na Figura 3.1b estes são omitidos, de forma a melhor visualizar as cargas úteis. Das Figuras 3.1b e 3.1c pode-se perceber que o satélite tem como característica ser modular, isto é, cada subsistema tem seus componentes -*printed circuit boards* (PCBs)- acoplados ao satélite em determinados *slots*. Isto permite que o posicionamento das PCBs pode ser alterado conforme necessário.

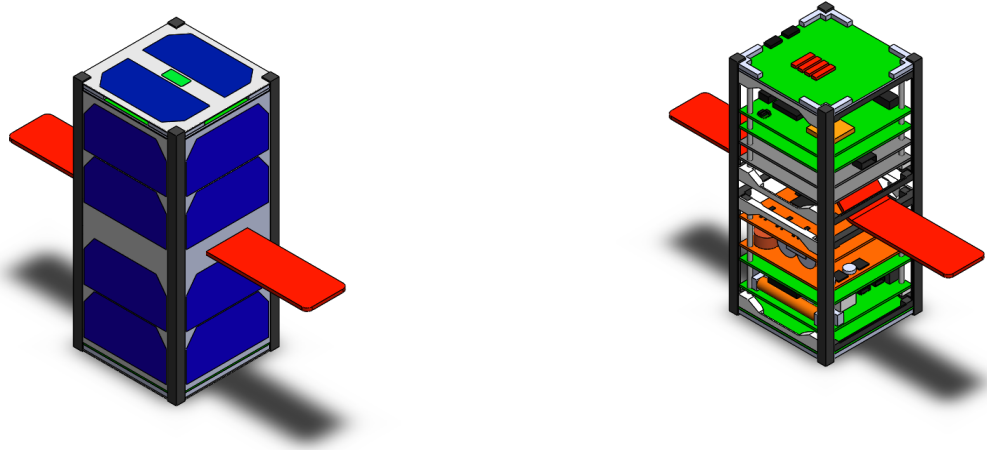
Couto (2018) também divide o satélite em duas unidades, superior e inferior. A primeira sendo responsável pelo denominado módulo das cargas úteis, ao passo que a

segunda é responsável pelo módulo de serviço. Na Figura 3.1c pode-se observar as unidades do satélite e também a numeração que será utilizada para futuramente descrever as PCBs e seu posicionamento.

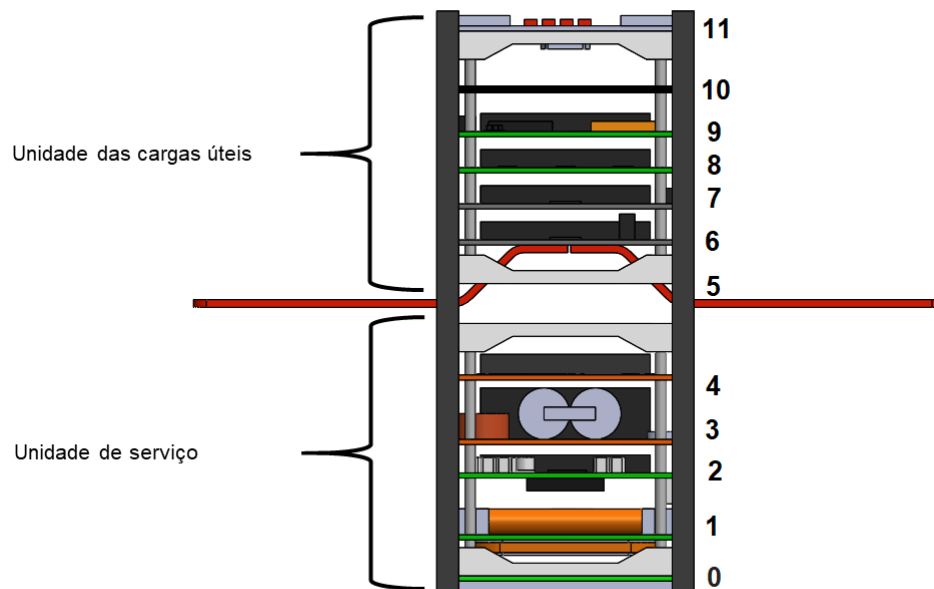
Figura 3.1 – Modelos CAD completos do satélite NanosatC-BR2.

(a) Modelo com painéis solares.

(b) Modelo sem painéis solares.



(c) Divisão do BR2 em suas unidades e numeração das PCBs.



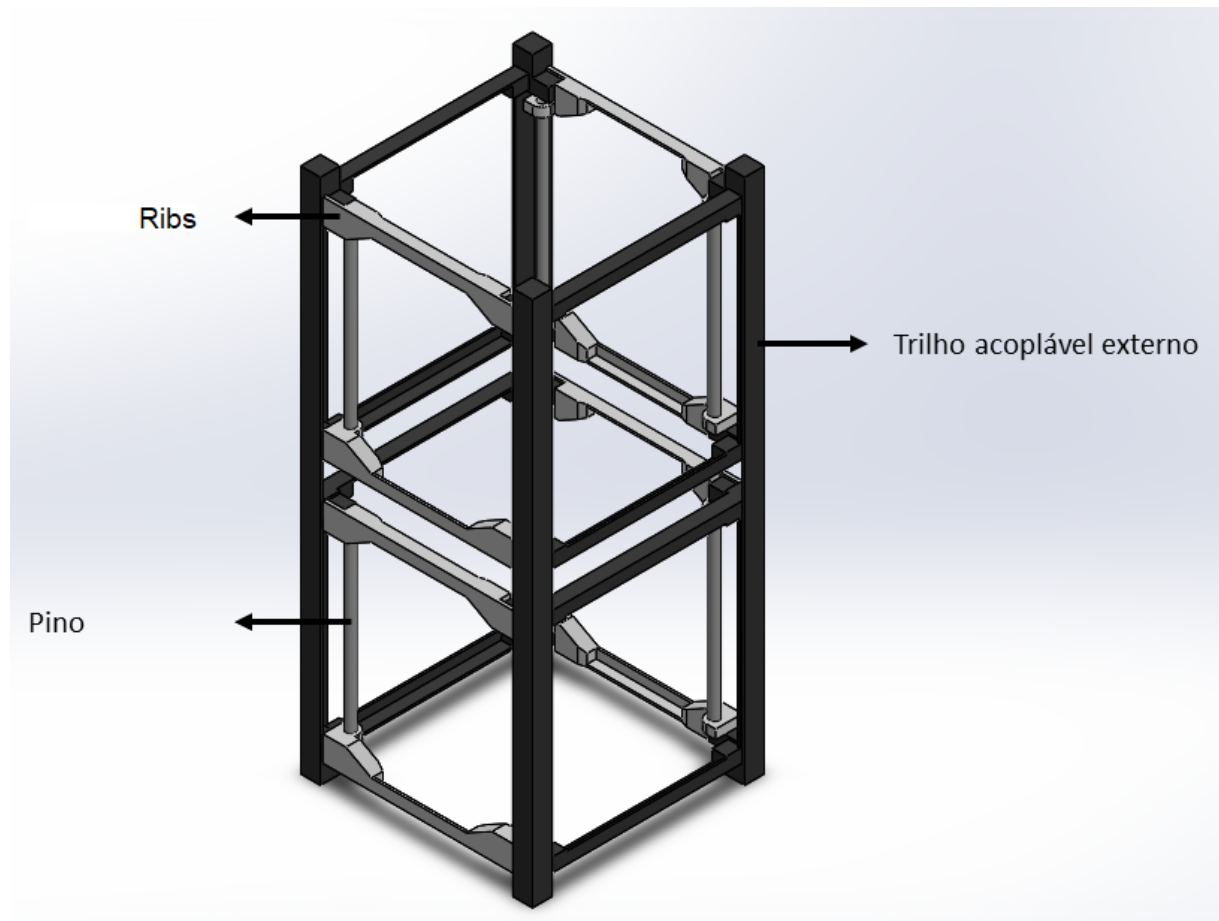
Fonte: Adaptado de Couto (2018).

### 3.1.1 Subsistema Estrutural

O subsistema estrutural do BR2 já foi apresentado de forma geral na seção 2.1.1, agora será mais detalhado. A Figura 3.2 mostra o subsistema estrutural do NanosatC-BR2 com a nomenclatura de seus componentes. Couto (2018) observa que o subsistema estrutural do NanosatC-BR2 é composto pela integração de três componentes base. São eles:

- Trilhos acopláveis externos;
- *Ribs*;
- Pinos.

Figura 3.2 – Modelo CAD do subsistema estrutural do satélite NanosatC-BR2.



Fonte: Adaptado de (COUTO, 2018).

Os trilhos externos que realizam o encaixe do satélite com o POD. Já as *ribs* realizam a conexão entre os trilhos (COUTO, 2018). Por fim, os pinos são as peças de fixação dos módulos à respectiva unidade do nanossatélite. Todas as conexões entre estes componentes é realizada por juntas aparafusadas. Todos esses componentes, conforme já

descrito, são feitos de uma liga de alumínio (6061-T6) e são importados de uma empresa holandesa.

A determinação da massa do subsistema estrutural foi realizada a partir de três observações distintas. Primeiro foi verificada a massa do modelo estrutural CAD, que retornou o valor de 196 gramas. Já segundo *data-sheets* da empresa fornecedora, a massa do subsistema estrutural é de 190 gramas. Por fim, realizaram-se medições nas peças do subsistema estrutural do BR1. Como o BR1 era 1U, a massa medida foi multiplicada por 2, de modo a ter uma aproximação da massa da estrutura do BR2. Tal aproximação resultou em uma massa de 184 gramas. As medidas de massa do BR1 foram feitas em uma balança com precisão de 0,1 grama.

### 3.1.2 Balanço de Massa

Conhecendo todos os componentes do satélite e suas localizações, pode ser feito seu balanço de massa, o que permitirá a elaboração de um modelo mais preciso. O balanço de massa realizado por Piovesan, Silveira e Muller (2015) mostrou que o satélite teria em torno de 1,8293 kg. Destes, 0,534 kg seriam oriundos dos subsistemas de energia e comunicação. Ainda de acordo com Piovesan, Silveira e Muller (2015), o subsistema estrutural seria responsável por 0,154 kg da massa total do satélite, o que não está de acordo com as medidas realizadas nem com os *data-sheets* da fornecedora.

De acordo com informações obtidas por pessoas ligadas ao projeto, o ordenamento das PCBs no satélite será de acordo com a Figura 3.1c. Os números da Figura 3.1c são relacionados com a Tabela 3.1.

Analisando a Tabela 3.1, é importante notar que a massa dos componentes de número 8, 9 e 10 foi assumida, visto que não foi possível obter os valores exatos delas. Para os componentes 8 e 9 foi estimado como sendo a média das demais PCBs, já para o componente 10 foi assumido metade da média. Essa diferença foi escolhida visto que o componente 10 não tem qualquer outra função além de completar o espaçamento. Assim, a massa das PCBs a bordo do satélite é de 1060 gramas, que somadas as 190 gramas da estrutura resultam em 1250 gramas de massa total.

Tabela 3.1 – Ordenamento, função e massa das PCBs do BR2.

Número	Nome	Descrição	Massa [g]
0	IGIS	Conjunto de componentes que fornece uma interface genérica para o nanossatélite <sup>1</sup>	72
1	iMTQ	Magnetômetro de 3 eixos com grande variedade de aplicações <sup>2</sup>	194
2	TruxUV	Transceiver VHF/UHF para contato com solo <sup>3</sup>	90
3	EPS	Conjunto de baterias e conversores para armazenamento e condicionamento da energia elétrica gerada <sup>4</sup>	220
4	iOBC + Daughterboard	Computador de bordo projetado para uso específico em CubeSats <sup>5</sup>	106
5	Sonda de Langmuir	–	20
6	SLP	–	54
7	ILP	–	49
8	SDATF	–	90
9	PCB da SMDH	–	90
10	Blank	–	45
11	ANTS	Sistema de antenas destacáveis que operam em VHF/UHF <sup>6</sup>	30

Fonte: Autor.

Além dos componentes anteriores, existem os painéis solares. Estes são dispostos nas seis faces do satélite, cobrindo-o. Os dois painéis que cobrem o topo e a base do satélite têm 36 gramas de massa cada (ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2012b). Já os quatro que fecham as faces restantes possuem massas de 100 gramas cada (ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2012a). Os painéis solares são chapas de alumínio em que as células fotovoltaicas são coladas. As células fotovoltaicas são responsáveis pela geração de energia elétrica do satélite. Com os painéis solares a massa do satélite

<sup>1</sup>(ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2011b)

<sup>2</sup>(ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2011c)

<sup>3</sup>(ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2012c)

<sup>4</sup>(GOMSPACE, 2012)

<sup>5</sup>(ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2016)

<sup>6</sup>(ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE, 2011a)

chega a 1722 gramas, o que é um pouco mais leve do valor estimado por Piovesan, Silveira e Muller (2015).

### 3.2 POSSÍVEIS LANÇADORES E O AMBIENTE DE LANÇAMENTO

Conforme já discutido, o LV para o NanosatC-BR2 ainda não está definido. Isso é comum para CubeSats, que costumam ser cargas secundárias ou terciárias nos lançamentos. No entanto, potenciais lançadores para o BR2 são listados abaixo:

- *Falcon 9*, veículo norte estadunidense;
- *PSLV*, veículo indiano;
- *Vega*, veículo italiano;
- *Dnepr*, veículo ucraniano;
- *Ariane 5*, veículo francês.

A partir dos manuais dos LVs citados e de referências bibliográficas adicionais (ROETHLISBERGER, 2008) será definido o ambiente de lançamento as análises realizadas. As Tabelas 3.2, 3.3 e 3.4 são resultado da análise dos manuais dos LVs. A Tabela 3.2 mostra as frequências naturais mínimas requeridas por cada LV nas direções longitudinal e lateral. As maiores frequências são para o LV francês Ariane 5, com valores de 90 e 45 Hz respectivamente.

Tabela 3.2 – Frequências naturais mínimas aceitas em determinado eixo para o respectivo LV.

<b>LV</b>	<b>Frequência natural mínima [Hz]</b>	
Dnepr <sup>7</sup>	Eixo longitudinal	20
	Eixos laterais	10
Ariane 5 <sup>8</sup>	Eixo longitudinal	90
	Eixos laterais	45
Vega <sup>9</sup>	Eixo longitudinal	15
	Eixos laterais	-
PSLV <sup>10</sup>	Eixo longitudinal	40
	Eixos laterais	18

Fonte: Autor.

Tabela 3.3 – Cargas quasi-estáticas e dinâmicas em determinado eixo para o respectivo LV.

LV	Eixo	Cargas Quasi-Estáticas [g]
Dnepr	Eixo Longitudinal	7,8
	Eixos Laterais	0,5
Ariane 5	Eixo Longitudinal	7,5
	Eixos Laterais	6
Vega <sup>11</sup>	Eixo Longitudinal	5
	Eixos Laterais	0,9
PSLV	Eixo Longitudinal	7
	Eixos Laterais	2,5
Falcon 9 <sup>12</sup>	Eixo Longitudinal	8,5
	Eixos Laterais	3

Fonte: Autor.

A Tabela 3.3 mostra que as maiores cargas quasi-estáticas são oriundas do Ariane 5, para os eixos laterais e do Falcon 9, para o eixo longitudinal. Os valores das maiores cargas quasi-estáticas são de 8,5 e 6 g para os eixos longitudinal e lateral respectivamente. Estes valores estão de acordo com o exposto por Spaceflight, INC. (2015), que afirma que as máximas cargas quasi-estáticas em CubeSats devem ser menores do que 20 g aplicadas em cada eixo não simultaneamente.

A Tabela 3.4 mostra os níveis de vibração senoidal harmônica que cada LV gera em função da frequência. Ela será útil durante a análise senoidal. Além das vibrações senoidais harmônicas, os LV também geram vibrações randômicas, porém estas não serão estudadas no presente trabalho.

<sup>7</sup>(KOSMOTRAS, 2001)

<sup>8</sup>(ARIANESPACE, 2000)

<sup>9</sup>(ROETHLISBERGER, 2008)

<sup>10</sup>(ISRO, 2000)

<sup>11</sup>(ARIANESPACE., 2014)

<sup>12</sup>(SPACEX, 2015)

Tabela 3.4 – Níveis de vibração senoidal aplicados no satélite de acordo com o determinado LV.

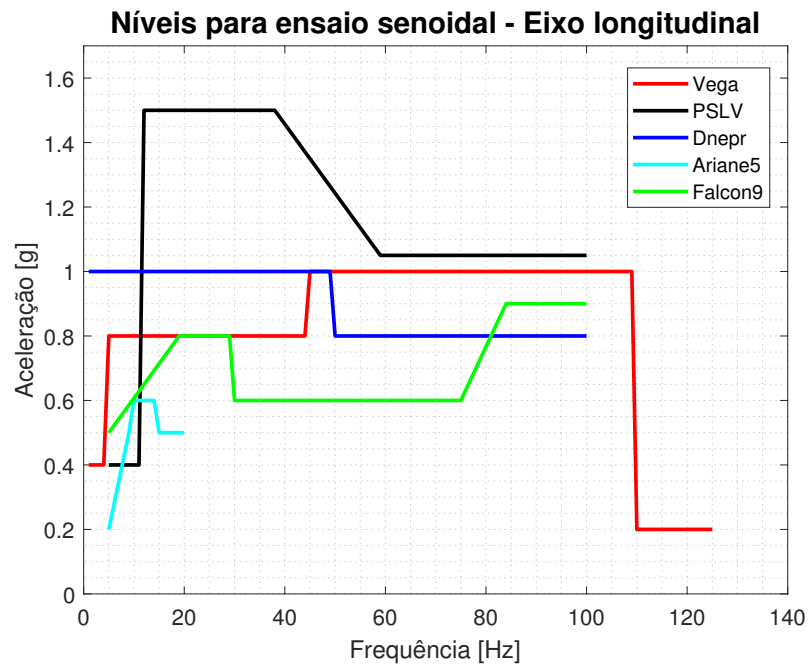
LV	Frequência [Hz]	Nível	Frequência [Hz]	Nível
Vega	Eixo longitudinal		Eixos laterais	
	1 - 5	0,4 g	1	0,4 g
	5 - 45	0,8 g	5	0,5 g
	45 - 110	1 g	45	0,5 g
	110 - 125	0,2 g	110	0,2 g
PSLV	Eixo longitudinal		Eixos laterais	
	12 - 38	1,5 g	7 - 30	0,67 g
	38 - 60	1,5 - 1,05 g	30 - 100	0,45 g
	60 - 100	1,05 g	-	-
Dnepr	Eixo longitudinal		Eixos laterais	
	2 - 50	1 g	2 - 25	0,8 g
	50 - 100	0,8 g	25 - 100	0,6 g
Ariane 5	Eixo longitudinal		Eixos laterais	
	5 - 10	0,2 - 0,5 g	2 - 5	0,5 g
	10 - 15	0,6 g	5 - 10	0,5 g
	15 - 20	0,5 g	10 - 15	0,5 - 1 g
Falcon 9	Eixo longitudinal		Eixos laterais	
	5 - 20	0,5 - 0,8 g	5 - 85	0,5 g
	20 - 30	0,8 g	85 - 100	0,5 - 0,6 g
	30 - 75	0,6 g	-	-
	75 - 85	0,6 - 0,9 g	-	-
	85 - 100	0,9 g	-	-

Fonte: Autor.

A partir da Tabela 3.4 foram gerados os gráficos das Figuras 3.3 e 3.4 no *software* Matlab. As curvas mostram o nível de aceleração em função da frequência para cada LV estudado. Dessas figuras pode-se notar que tanto para o eixo longitudinal quanto para os eixos laterais, o pior caso é uma combinação das acelerações dos LVs Dnepr, PSLV e Vega.

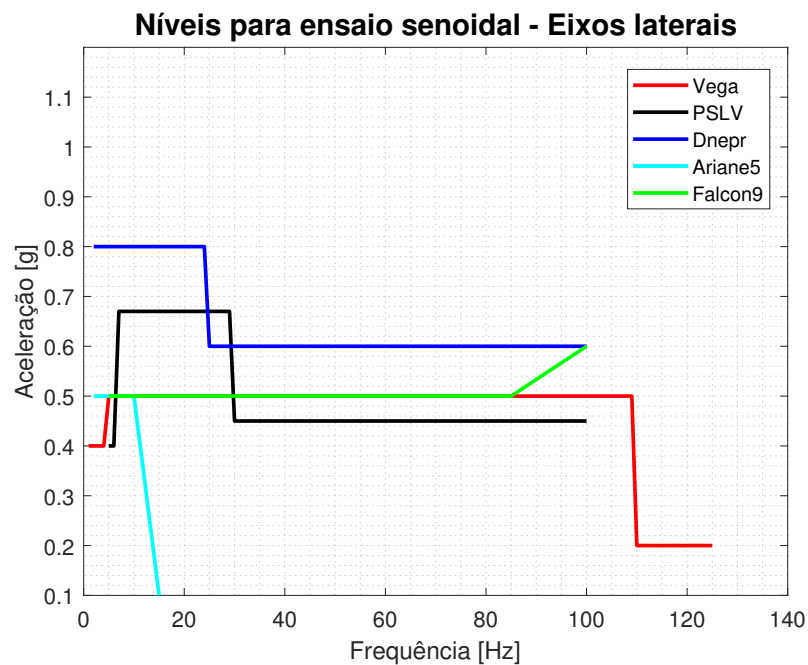


Figura 3.3 – Níveis de excitações senoidais de cada LV para o eixo longitudinal.



Fonte: Autor.

Figura 3.4 – Níveis de excitações senoidais de cada LV para os eixos laterais.



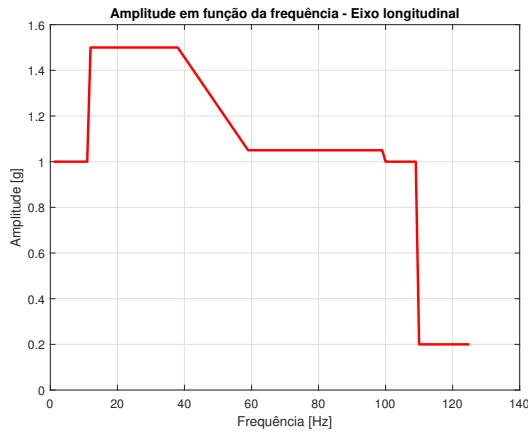
Fonte: Autor.

As Figuras 3.5a e 3.5b apresentam somente a curva com as piores acelerações para cada frequência. Delas e da Tabela 3.4 percebe-se que a máxima aceleração é de 1,5 g entre as frequências de 12 e 38 Hz, para o eixo longitudinal. Também pode-se notar

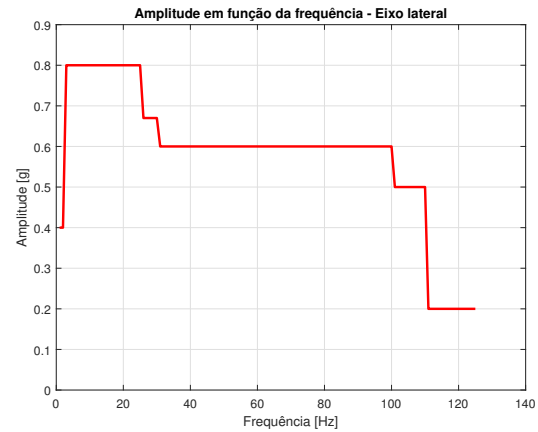
que para os eixos laterais a maior aceleração é de 0,8 g entre as frequências de 3 e 25 Hz.

Figura 3.5 – Piores níveis de excitação senoidal.

(a) Eixo longitudinal.



(b) Eixos laterais.



Fonte: Autor.

### 3.3 REQUISITOS DO SUBSISTEMA ESTRUTURAL

Cal Poly SLO (2014) apresenta alguns requisitos estruturais para um satélite da categoria CubeSat. Alguns deles são apresentados a seguir, e será necessário que o modelo MEF criado esteja de acordo com estas exigências. O primeiro critério é que a massa de um CubeSat 2U não pode exceder 3 kg. O balanço de massa realizado garante que este critério foi atingido. O segundo critério diz que o centro de massa de um satélite 2U deve ficar dentro de uma esfera imaginária de raio 3 cm com centro no centro geométrico. O terceiro critério revela que somente o trilho externo do satélite deve estar em contato com o POD durante o lançamento.

Um outro critério que será avaliado é a margem de segurança (MS). Bohrer (2011) define que a MS permite verificar se os estados limites de resistência são atendidos. Isto é, se as máximas tensões resultantes não excedem as máximas tensões permissíveis. Logo, o critério da MS é que ela deve ser positiva para todas simulações. De acordo com Stevens, Schwartz e Hall (2002), o cálculo da MS se dá pela Equação (3.1).

$$MS = \frac{\sigma_{permissivel}}{FS \cdot \sigma_{aplicada}} - 1 \geq 0 \quad (3.1)$$

Em que  $MS$  é a margem de segurança,  $\sigma_{permissivel}$  é a tensão máxima permissível,  $\sigma_{aplicada}$  é a maior tensão aplicada no satélite e  $FS$  é o fator de segurança.

NASA (2018) afirma que fatores de segurança (FS) devem ser aplicados às cargas

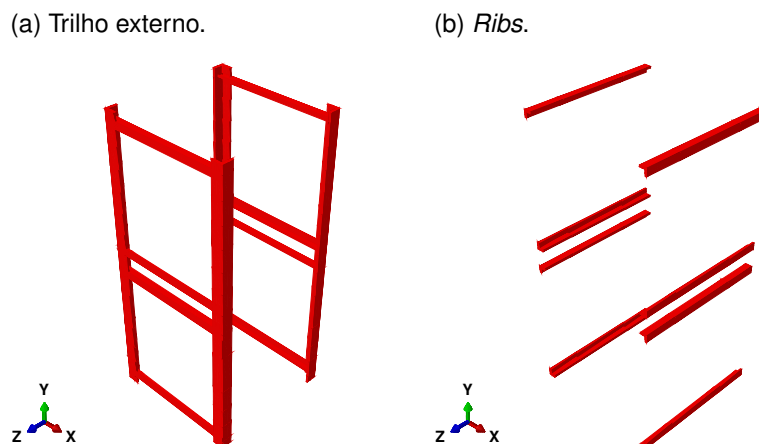
das análises, de forma a garantir um baixo risco de falha do material durante testes ou o próprio voo. Ademais, relata que devem ser utilizados FS de 2 para tensão de escoamento e 2,6 para tensão última, caso a qualificação do satélite seja feita apenas via análise estrutural. Os FS são coeficientes para consideração de incertezas nas distribuição estatística das cargas, na análise estrutural, processo de fabricação, propriedades do material e critério de falha (ROETHLISBERGER, 2008).

### 3.4 DESENVOLVIMENTO DO MODELO NUMÉRICO

A construção do modelo em elementos finitos do CubeSat partiu da criação dos componentes da Figura 3.2 no *software* Abaqus. As dimensões utilizadas foram obtidas do modelo em CAD desenvolvido em (COUTO, 2018), por um modelo CAD da própria empresa fornecedora da plataforma e por medidas realizada no modelo de engenharia do BR1. As peças foram desenhadas de maneira simplificada, como sendo vigas de seção transversal constante. A seção transversal escolhida para representar cada uma das peças foi a de menor área. Esse modelo simplificado foi desenvolvido almejando uma análise preliminar, tendo como vantagem um modelo com "baixo custo" computacional. Tais simplificações são possíveis dada as características da estrutura, que é composta por elementos esbeltos. A descrição detalhada do procedimento para criação do modelo está indicada no ApêndiceB.

A Figura 3.6 mostra o modelo das partes criadas, sem realizar a montagem. De modo a simplificar o modelo os pinos foram desconsiderados.

Figura 3.6 – Partes criadas no Abaqus.



Fonte: Autor.

Como o trilho externo tem componentes com seções transversais distintas, ele foi subdividido. As linhas paralelas ao eixo  $x$  na Figura 3.6a foram chamadas de *vigas auxili-*

ares, já as linhas paralelas ao eixo  $y$  foram chamadas de *vigas principais*.

As propriedades do material foram inseridas e estão de acordo com a Tabela 3.5. Já as propriedades da seção estão de acordo com a Tabela 3.6. Então foi realizada a montagem do conjunto, que é apresentada na Figura 3.7b.

Tabela 3.5 – Propriedades da liga de Alumínio 6061-T6.

Densidade	2700 kg/m <sup>3</sup>
Módulo de Elasticidade ( $E$ )	68,9 GPa
Coeficiente de Poisson	0,33
Tensão de Escoamento (Ultimate) ( $\sigma$ )	310 MPa
Tensão de Escoamento (Yield) ( $\sigma$ )	276 MPa

Fonte: Autor.

Tabela 3.6 – Propriedades dos perfis atribuídos a cada componente.

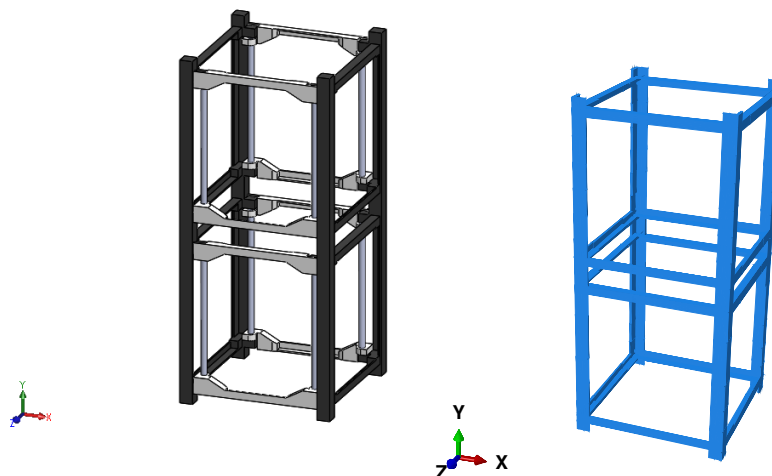
Componente	Tipo de perfil	Dimensões [m]
Viga principal	L	0,0085 x 0,0085 x 0,001
Viga secundária	L	0,005 x 0,005 x 0,001
<i>Ribs</i>	L	0,005 x 0,005 x 0,001

Fonte: Autor.

Figura 3.7 – Comparação do modelo estrutural do SolidWorks com o modelo estrutural do Abaqus.

(a) Modelo CAD (SolidWorks).

(b) Modelo EF (Abaqus).



Fonte: Autor.

Com o modelo montado, verificou-se a massa da estrutura do modelo de EF, o que resultou em uma massa de apenas 77 gramas, devido à simplificação geométrica de

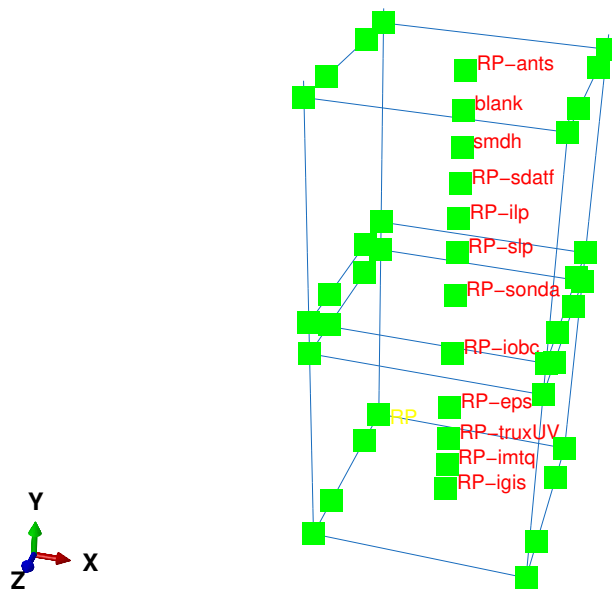
modelar todas vigas como tendo seção constante. Como tal massa era muito menor que a massa real da estrutura - apresentada na Subseção 3.1.1 - houve necessidade de adicionar pontos de massa em locais específicos da estrutura, de modo que o modelo ficasse mais adequado. Os locais onde foram adicionados tais pontos de massa foram as regiões que apresentavam maior alívio de massa. Depois de adicionadas, o modelo montado ficou com massa igual a 169 gramas.

Em seguida, foram criadas as interações entre as componentes da estrutura. Nos pontos onde há intersecção entre componentes criou-se uma restrição que transmitia os deslocamentos e rotações de uma componente para a outra.

Assim, a parte estrutural do modelo foi concluída. Partiu-se então para adição das componentes das unidades de serviço e de cargas úteis. Para simplificar a análise, as PCBs foram adicionadas como pontos de massa conectados à estrutura. Essas massas foram atribuídas de acordo com a Tabela 3.1. Como simplificação, os pinos que prendem as PCBs e as conectam no satélite foram desconsiderados, e as placas foram diretamente ligadas à estrutura, por meio de restrições que transmitiam às massas criadas as translações e rotações sofridas pela estrutura. O posicionamento das massas foi estimado e está apresentado na Tabela A.1 do Apêndice A. Também deve ser notado que estimou-se que as PCBs têm seu centro de massa exatamente no seu centro geométrico.

Com a estrutura pronta e as massas das PCBs dispostas no satélite, verificou-se a massa e a localização do centro de massa do modelo, de modo a analisar se estava de acordo com os requisitos expostos no Capítulo 3.3. A massa total do modelo simplificado ficou com 1210 gramas e seu centro de massa ficou praticamente sobre o centro geométrico, ambos dentro dos limites utilizados. A Figura 3.8 ilustra o modelo com as inércias das PCBs e da estrutura. Os quadrados em verde na Figura 3.8 são as regiões onde foram adicionadas inércias. As massas das PCBs estão nomeadas e ficam ao longo do eixo longitudinal do satélite. É importante observar que o modelo elaborado não leva em consideração os painéis solares.

Figura 3.8 – Montagem da estrutura no *software* Abaqus com as massas das PCBs adicionadas nos respectivos lugares.



Fonte: Autor.

Então criou-se o *step* relativo a cada tipo de análise e foram adicionados os respectivos carregamentos e condições de contorno adequadas. Para todas análises foi assumido que o satélite ficará posicionado verticalmente dentro da coifa do LV, sendo assim, o eixo *y* seu eixo longitudinal. A aplicação de cargas e das condições de contorno utilizada dependeu da análise estudada. Para as análises quasi-estática e harmônica, cargas foram aplicadas nos eixos não simultaneamente, de acordo com o procedimento exposto em Spaceflight, INC. (2015). Na análise quasi-estática, as cargas utilizadas foram as maiores acelerações longitudinais e transversais, obtidas da Tabela 3.7, transformadas em forças. Essa transformação ocorreu ao multiplicar a aceleração da tabela pela massa do modelo, assumindo  $g = 9,80665 \text{ m/s}^2$ . Os valores das forças são apresentados na Tabela 3.7. As forças adicionadas nas análises quasi-estáticas foram criadas com amplitude instantânea. Na análise modal não se adicionaram cargas, somente uma condição de contorno.

Tabela 3.7 – Forças aplicadas nas análises quasi-estáticas para o respectivo eixo.

Eixo	Força [N]	Característica
Lateral	71,1962	Uniformemente distribuída em um dos trilhos
Longitudinal	100,8613	Aplicada em quatro pontos

Fonte: Autor.

Para a análise de vibração senoidal, também transformaram-se acelerações em

forças, porém neste caso foram as maiores acelerações da Figura 3.5 (1,5 g e 0,8 g). Essas forças foram aplicadas do mesmo modo que a aplicação das forças na análise quasi-estática (Figuras 3.9 e 3.10). As forças calculadas são apresentadas na Tabela 3.8. Durante estas análises, as amplitudes das forças não foram instantâneas, mas foram tabeladas de acordo com a Figura 3.5, para representar a variação da carga em função da frequência. As Figuras 3.9 e 3.10 ilustram os pontos de aplicação de cargas e as condições de contorno das etapas da análises quasi-estáticas, harmônica e modal. Vale destacar que, nesse estudo preliminar, as condições de contorno desconsideram a rigidez do POD de lançamento, assim, espera-se fornecer condições mais severas do que aquelas experimentadas pela estrutura em aplicações reais. Por exemplo, ao desconsiderar condições de contato entre o POD e os trilhos do satélite, menores frequências naturais são esperadas, uma vez que uma maior flexibilidade é permitida à estrutura.

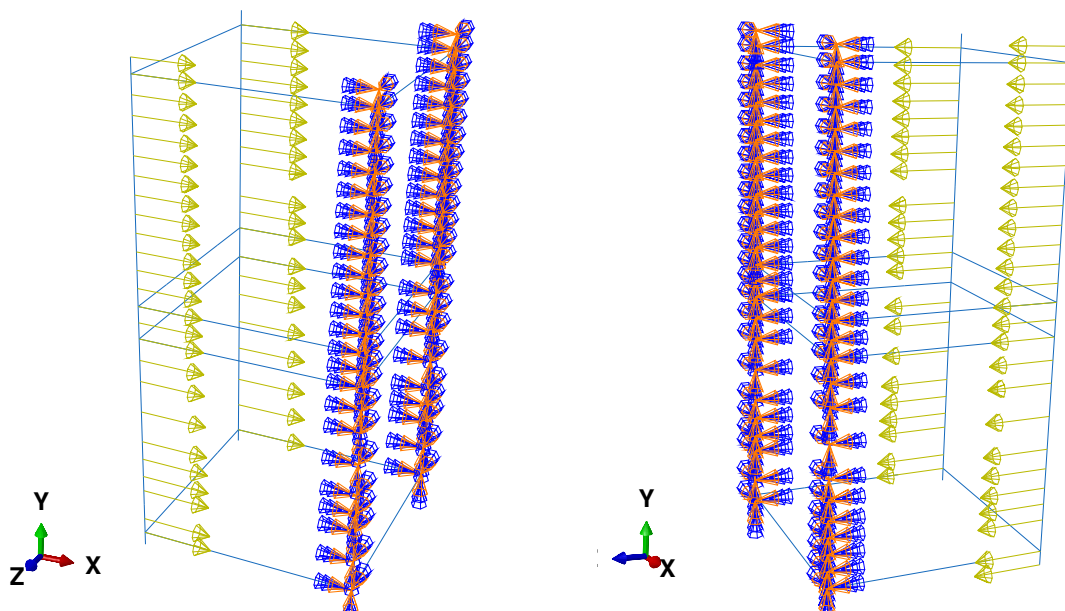
Tabela 3.8 – Forças aplicadas nas análises harmônicas para o respectivo eixo.

Eixo	Força [N]	Característica
Lateral	21,0951	Uniformemente distribuída em um dos trilhos
Longitudinal	4,4497	Aplicada em quatro pontos

Fonte: Autor.

Figura 3.9 – Ilustração das configurações de cargas aplicadas e condições de contorno para determinada simulação.

(a) Análises quasi-estática e de vibração senoidal com cargas no eixo  $x$ .  
(b) Análises quasi-estática e de vibração senoidal com cargas no eixo  $z$ .

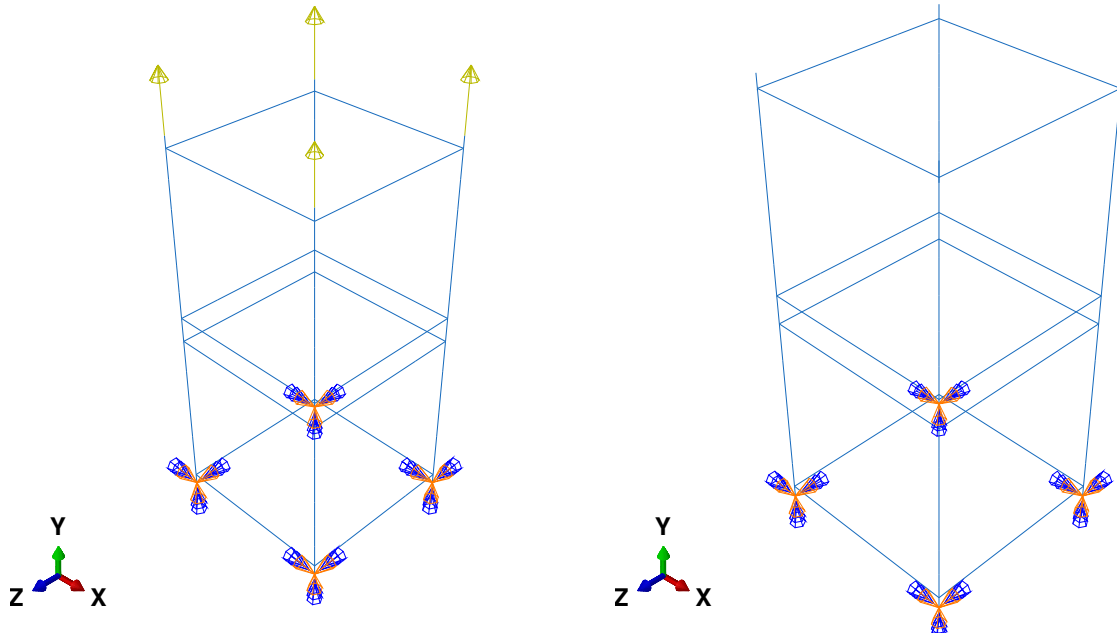


Fonte: Autor.

Figura 3.10 – Ilustração das configurações de cargas aplicadas e condições de contorno para determinada simulação.

(a) Análises quasi-estática e de vibração senoidal com cargas no eixo  $y$ .

(b) Análise modal.



Fonte: Autor.

As Figuras 3.9a e 3.9b mostram que para a análise das cargas nos eixos  $x$  e  $z$  a força apresentada nas Tabelas 3.7 e 3.8 foram uniformemente distribuídas em um dos trilhos, enquanto o outro foi engastado. Já para o eixo  $y$  a carga total foi aplicada em quatro pontos (topo), e o satélite também foi engastado em quatro pontos (base), como pode ser visualizado na Figura 3.10a. Isso foi assumido visto que o satélite fica dentro do POD de lançamento e somente seus trilhos ficam em contato com ele, como se estivesse dentro de uma caixa com ajuste apertado. Para análise modal, o satélite foi somente engastado em sua base (Figura 3.10b). Nas figuras acima as forças são representadas pelas setas amarelas, já os engastes são representados pelos cones azuis e laranja.

Para definição da malha utilizada, foi realizada uma análise de convergência de malha para cada análise realizada. Cada simulação foi rodada repetidas vezes, com o número de elementos aumentando a cada vez. Dessa forma, pode-se observar a convergência da solução em função do número de elementos utilizados e assim decidir o refino da malha. O modelo teve sua malha construída com elementos do tipo *beam B31*.



## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo apresentará inicialmente os resultados do estudo de convergência de malha, para então apresentar os resultados obtidos das análises quasi-estática, modal e harmônica realizadas.

### 4.1 ANÁLISE DE CONVERGÊNCIA DE MALHA

Durante a análise de convergência de malha, dez simulações foram realizadas para cada configuração apresentada nas Figuras 3.9 e 3.10, totalizando 40 simulações. A única diferença entre uma simulação e outra, para a análise de uma mesma configuração, era a quantidade de elementos utilizados na malha. Iniciou-se a análise com 88 elementos e finalizou-se com 160. A Tabela 4.1 apresenta a quantidade de elementos utilizada em cada simulação.

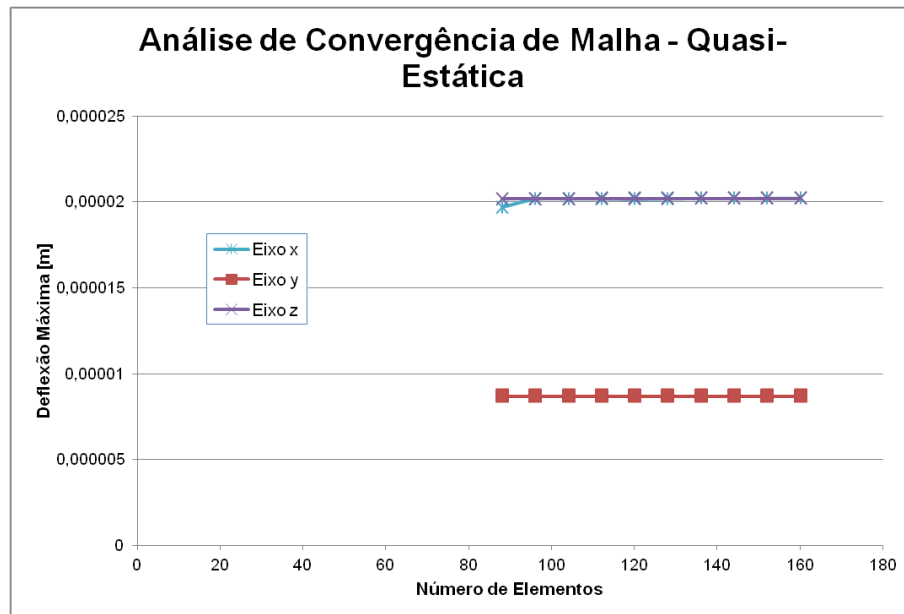
Tabela 4.1 – Quantidade de elementos utilizada para cada simulação quasi-estática e modal realizada.

<b>Simulação #</b>	<b>Elementos (<i>Ribs</i>)</b>	<b>Elementos (Trilhos)</b>	<b>Elementos (Total)</b>
1	24	64	88
2	24	72	96
3	24	80	104
4	32	80	112
5	48	72	120
6	48	80	128
7	48	88	136
8	56	88	144
9	56	96	152
10	56	104	160

Fonte: Autor.

Como resultado das simulações, para a análise quasi-estática, observou-se e tabelou-se a deflexão máxima de modo a avaliar em qual quantidade de elementos acontecia uma convergência nos resultados. A Figura 4.1 apresenta os resultados obtidos.

Figura 4.1 – Deflexão máxima em função da quantidade de elementos para análise quasi-estática em cada eixo.



Fonte: Autor.

Pode-se perceber pela Figura 4.1 que os resultados convergiram praticamente na segunda simulação. Antes de selecionar qual o refino da malha, porém, analisou-se a convergência da malha para o caso de análise modal, de forma a escolher um tamanho que fosse adequado para os dois tipos de análise.

As simulações da análise modal também tiveram a quantidade de elementos utilizada de acordo com a Tabela 4.1. Porém, ao invés de se verificar as deflexões máximas de cada simulação, foram observadas e tabeladas as frequências em que ocorriam determinados modos de vibração da estrutura.

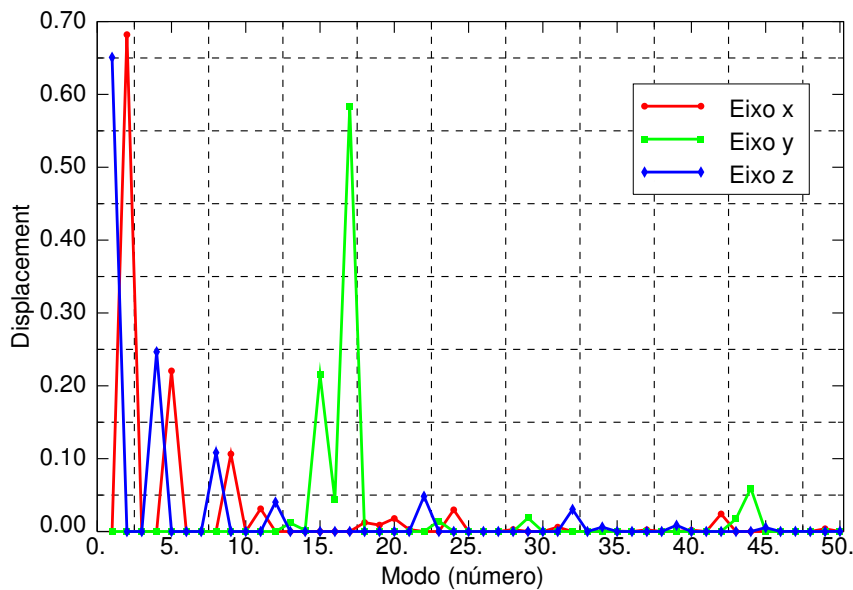
A partir dos resultados da primeira simulação (88 elementos), foram analisados os gráficos de massa modal efetiva para cada eixo, de modo a determinar quais seriam os modos observados, dentre os 50 primeiros, durante cada simulação. A simulação com 88 elementos serviu como guia para definir quais seriam os modos observados durante a análise de convergência de malha. Os modos escolhidos foram os que tinham maior massa modal efetiva para as translações nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ .

Massa modal efetiva é, segundo Plessier, Rochus e Defise (2000 apud BOHRER, 2011), a fração da massa total que pode ser atribuída a cada modo de vibração. Irvine (2010 apud BOHRER, 2011) relata que a análise da massa modal efetiva permite o julgamento de qual modo de vibração possui maior significância e excitaria a estrutura mais rapidamente. Também afirma que é um procedimento necessário para definição de quantos modos de vibração são suficientes para realizar alguns tipos de análise, como a aleatória. Como esta análise não foi realizada, a massa modal efetiva foi utilizada somente para determinar quais modos foram observados durante o processo de análise de

convergência de malha.

A massa modal efetiva para o eixo  $x$  mostrou que o modo de maior importância era o segundo. Para o eixo  $y$  o modo de maior massa efetiva era o décimo sétimo. Já para o eixo  $z$ , o modo de maior massa efetiva era o primeiro. Esses resultados podem ser observados na Figura 4.2.

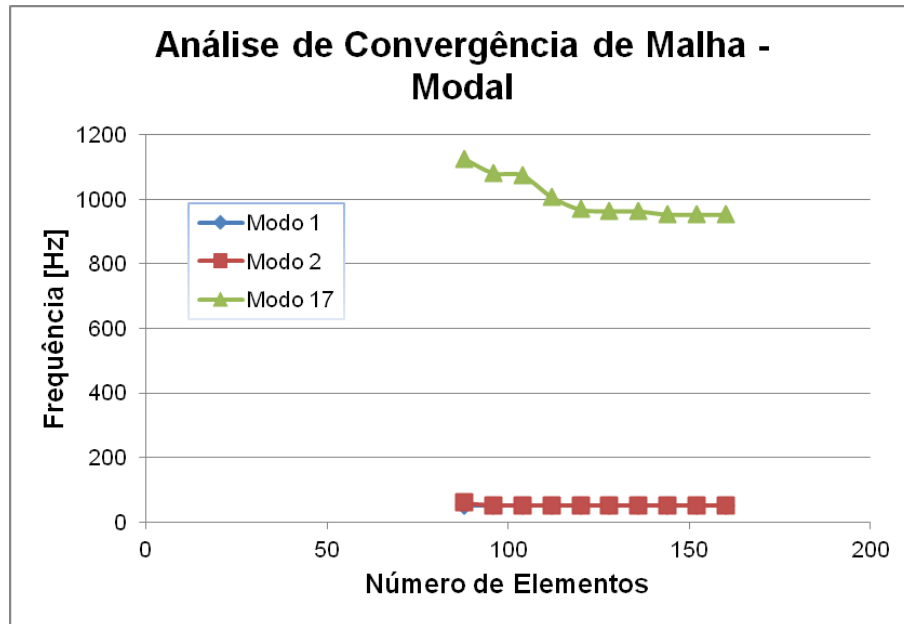
Figura 4.2 – Gráfico da massa modal efetiva obtido no Abaqus.



Fonte: Autor.

Assim, as frequências destes modos que foram observadas. A Figura 4.3 apresenta os resultados obtidos para a análise de convergência de malha da simulação modal. A Figura 4.3 mostra que para os modos 1 e 2 logo houve convergência nos resultados. Diferentemente do que aconteceu com o modo 17, que convergiu após a sexta simulação, com 128 elementos. Sendo assim, a quantidade de elementos escolhida para fazer as análises quasi-estática e modal foi de 128 elementos.

Figura 4.3 – Frequência em função da quantidade de elementos para análise modal, de acordo com o determinado modo.



Fonte: Autor.

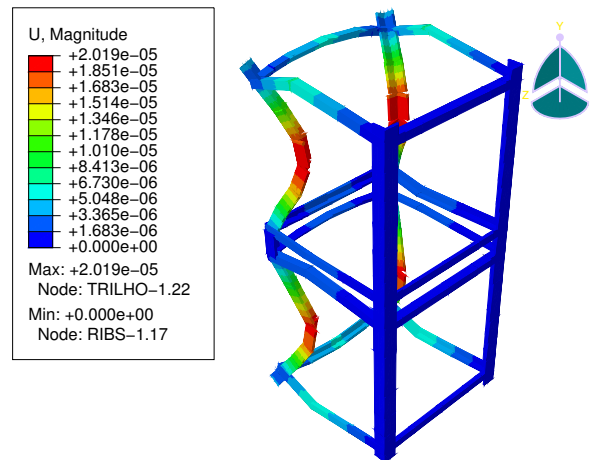
Com o refino de malha definido, o foco foi voltado para análise dos resultados das simulações. As que receberam enfoque primeiramente foram as quasi-estáticas.

## 4.2 ANÁLISE QUASI-ESTÁTICA

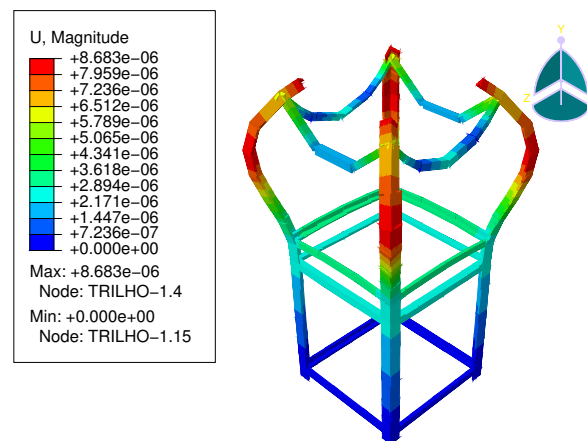
Já haviam sido observadas as deflexões máximas que ocorreram na estrutura do satélite (Figura 4.1), agora, além das deflexões máximas, também foram analisadas as tensões de von Mises retornadas pelo *software*. A Figura 4.4 apresenta as deflexões para cada configuração da análise quasi-estática. Já a Figura 4.5 apresenta as tensões de von Mises para cada configuração de análise quasi-estática.

Figura 4.4 – Deflexões obtidas nas simulações quasi-estáticas.

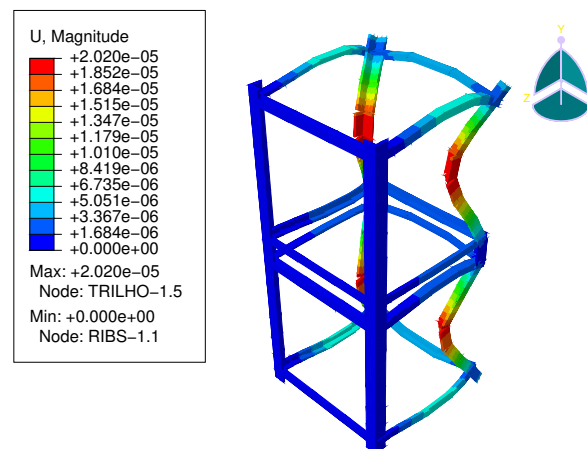
(a) Deflexões para configuração com cargas no eixo  $x$ .



(b) Deflexões para configuração com cargas no eixo  $y$ .



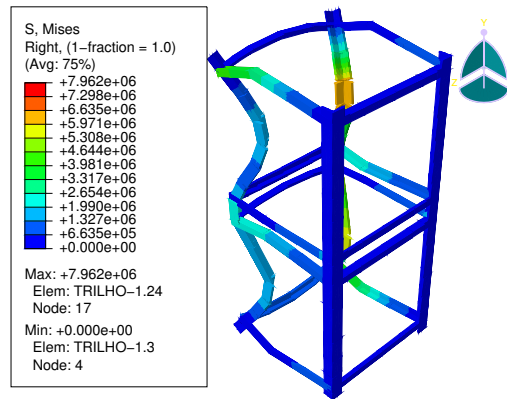
(c) Deflexões para configuração com cargas no eixo  $z$ .



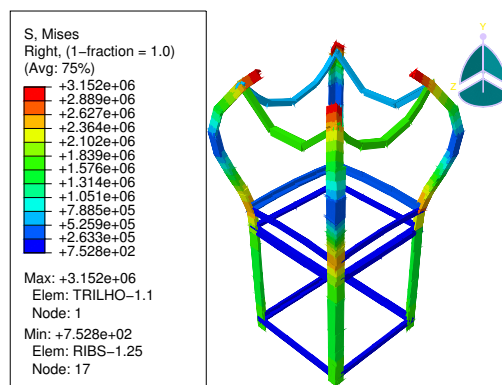
Fonte: Autor.

Figura 4.5 – Tensões de von Mises obtidas nas simulações quasi-estáticas.

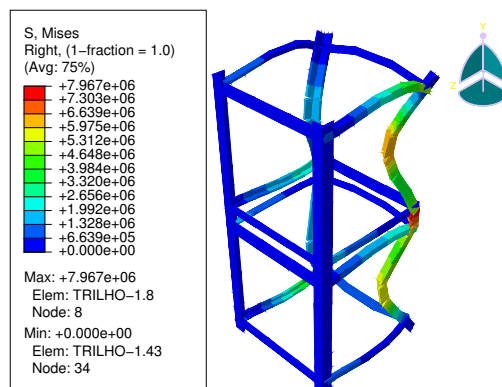
(a) Tensões de von Mises para configuração com cargas no eixo  $x$ .



(b) Tensões de von Mises para configuração com cargas no eixo  $y$ .



(c) Tensões de von Mises para configuração com cargas no eixo  $z$ .



Fonte: Autor.

Da Figura 4.4 percebe-se que a deflexão sofrida pelo satélite devido às cargas quasi-estáticas é muito pequena. As maiores deflexões sofridas em cada análise foram  $20,2 \mu\text{m}$ ,  $8,6 \mu\text{m}$  e  $20,2 \mu\text{m}$ , respectivamente para as análises dos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ . No

caso dos eixos  $x$  e  $z$ , as maiores deflexões ocorreram nos trilhos, mais precisamente nas regiões intermediárias de cada unidade. Para o eixo  $y$  as maiores deflexões ocorreram no topo do satélite.

Já a Figura 4.5 mostra que as maiores tensões para cada configuração eram de 7,962 MPa, 3,152 MPa e 7,967 MPa, respectivamente para cargas nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ . Tensões desta grandeza, são muito menores que a tensão de escoamento do Al-6061-T6 (Tabela 3.5). As maiores tensões ocorreram na região entre as unidades (eixos  $x$  e  $z$ ) e no topo do satélite (eixo  $y$ ). Com as tensões das Figuras 4.5a a 4.5c e a Equação (3.1) calcularam-se as margens de segurança. As MS são apresentadas na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Margens de segurança calculadas para as análises quasi-estáticas.

Eixo	Margem de Segurança	
	(Tensão de Escoamento)	(Tensão Última)
$x$	16,3323	13,9749
$y$	42,7817	36,8270
$z$	16,3215	13,9655

Fonte: Autor.

As MS calculadas indicam que a estrutura suportaria com grandes folgas o carregamento quasi-estático oriundo do LV. Tanto as MS quanto as tensões de von Mises calculadas têm grandezas similares às obtidas na literatura apresentada na Seção 2.4.

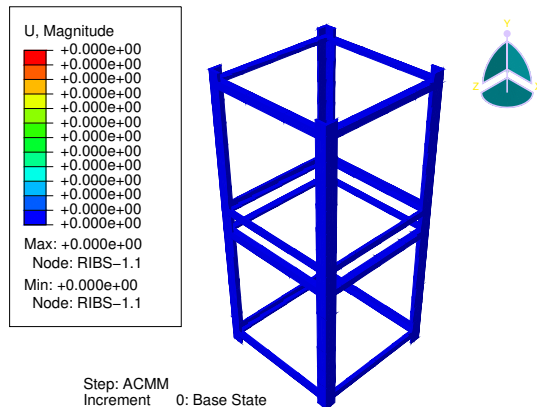
### 4.3 ANÁLISES MODAL

Conforme já apresentado, os modos avaliados durante a simulação modal foram o primeiro, segundo e o décimo sétimo. A Figura 4.6 mostra os modos de vibração do satélite comparados à configuração indeformada. As frequências dos cinquenta primeiros modos são apresentadas na Tabela 4.3.

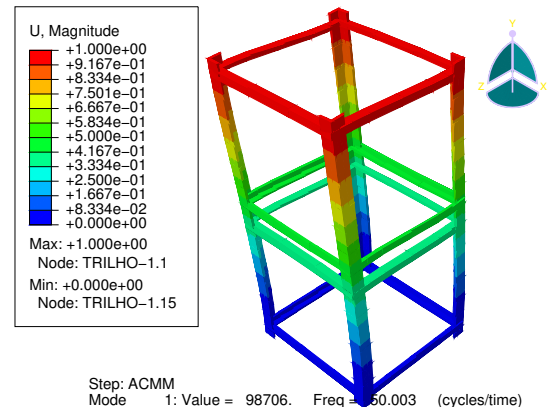
As Figuras 4.6b e 4.6c aparentam ser modos de flexão nos eixos  $z$  e  $x$ , respectivamente. A Figura 4.6b aparenta ser um modo de flexão na direção  $z$  com frequência igual a 50,003 Hz. A Figura 4.6c é similar, porém aparenta ser um modo de flexão na direção  $x$ , sua frequência era 50,366 Hz. Já a Figura 4.6d aparenta ser um modo de flexão somente de algumas *ribs* e a frequência do modo é 963,77 Hz. Comparando a frequência do primeiro modo, com os valores de frequência apresentados na Tabela 3.2, observa-se que o BR2 poderia ser lançado por todos os lançadores estudados, a exceção do Ariane 5.

Figura 4.6 – Deflexões dos modos de vibração observados.

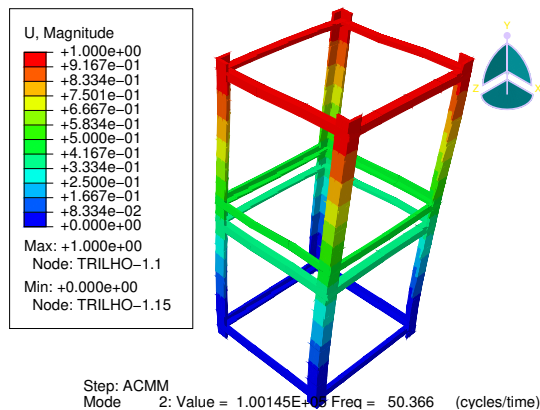
(a) Configuração indeformada.



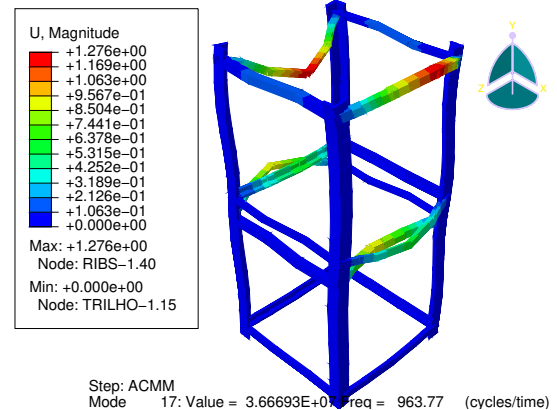
(b) Deflexão do primeiro modo



(c) Deflexão do segundo modo



(d) Deflexão do décimo sétimo modo

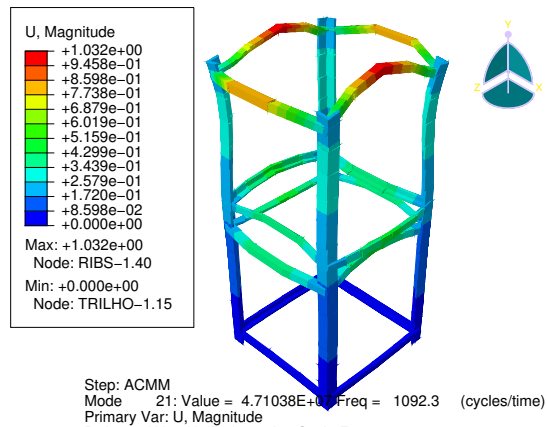


Fonte: Autor.

Com exceção da Figura 4.6d, as outras aparentam estar de acordo com os resultados da massa modal efetiva, que mostrou que o primeiro modo tinha maior influência na deflexão no eixo  $z$ , o segundo na deflexão no eixo  $x$  e que o décimo sétimo era mais influente na deflexão no eixo  $y$ . A partir da análise de outros modos de vibração da estrutura, percebe-se que o modo 21 (Figura 4.7), com frequência de 1092 Hz, aparenta ser o de deflexão no eixo  $y$ . Essa diferença, provavelmente ocorre, pois a massa modal efetiva foi inicialmente analisada no modelo com 88 elementos e os resultados da análise modal apresentados são para o modelo com 128 elementos.



Figura 4.7 – Deflexão do vigésimo primeiro modo.



Fonte: Autor.

Os resultados da análise mostram (segundo a Tabela 4.3) uma frequência natural mínima pequena, comparada com outros CubeSats da literatura. Isso pode ser devido às simplificações da estrutura, sem os pinos, painéis e a presença física das PCBs. A inclusão de todos estes fatores poderia aumentar a rigidez da estrutura, e, assim, aumentar a frequência natural mínima.

Tabela 4.3 – Frequências dos primeiros cinquenta modos de vibração.

<b>Modo</b>	<b>Frequência [Hz]</b>	<b>Modo</b>	<b>Frequência [Hz]</b>
1	50,0026	26	1445,0700
2	50,3657	27	1448,2700
3	141,6600	28	1465,8400
4	203,7090	29	1502,6000
5	204,4420	30	1516,3400
6	274,5070	31	1530,4400
7	379,4650	32	1579,2300
8	444,1470	33	1589,8900
9	445,0800	34	1598,6700
10	532,6430	35	1630,7100
11	745,8790	36	1652,3700
12	770,8740	37	1683,5300
13	796,0340	38	1760,9500
14	815,3570	39	1796,0000
15	921,0410	40	1813,4800
16	941,2620	41	1823,3500
17	963,7660	42	1863,4900
18	993,7650	43	1868,5800
19	1007,9800	44	1871,4000
20	1042,8200	45	1876,0700
21	1092,3200	46	1912,2300
22	1249,9100	47	1913,2700
23	1250,0100	48	1975,2400
24	1308,0700	49	1997,9300
25	1374,7100	50	2000,7700

Fonte: Autor.

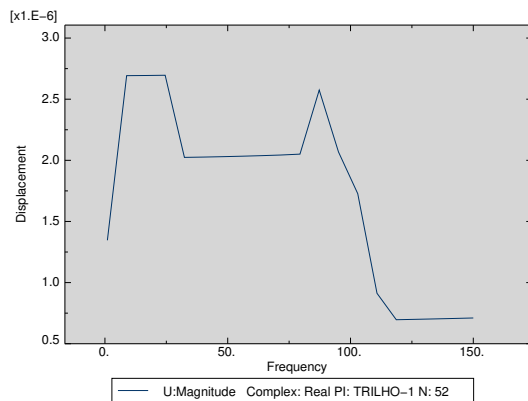
#### 4.4 ANÁLISE SENOIDAL/HARMÔNICA

Abdelal, Abuefoutouh e Gad (2013) comentam que, nas análises harmônicas, deve-se analisar a resposta das deflexões em função da frequência de excitação, de modo a analisar as tensões somente nos picos de deflexão. Isso foi realizado, como mostrado na Figura 4.8, em que estão apresentados os comportamentos dos pontos de maior deflexão de cada estrutura em função da frequência. Como esperado, as curvas aparentam ter a

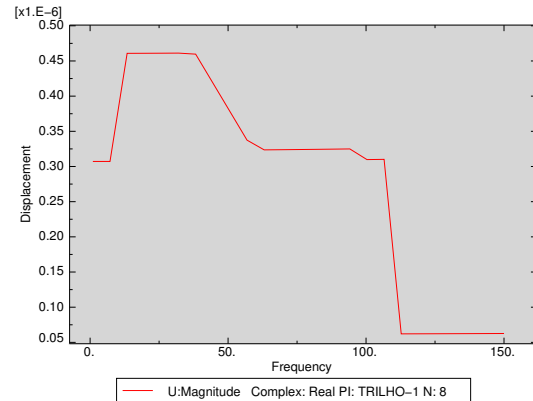
mesma característica das curvas da Figura 3.5, já que a estrutura está sendo excitada de acordo com aquelas curvas. Apesar de serem parecidas, nas curvas das deflexões para os eixos  $x$  e  $z$  há um pico de deflexão próximo a frequência de 80 Hz. Esse pico de frequência poderia indicar uma excitação próxima a uma frequência natural da estrutura, todavia, na análise modal não foi verificado nenhum modo de vibração com frequência próxima a 80 Hz. Ainda assim, esses picos representam deflexões menores que as máximas encontradas, assim a análise das tensões não os considerará. Outra observação realizada foi que não apareceram picos de resposta em frequências próximas as primeiras frequências naturais (cerca de 50 Hz), mesmo com a carga sendo aplicada nessa faixa de frequência.

Figura 4.8 – Deflexões em função da frequência de excitação obtidas nas simulações harmônicas.

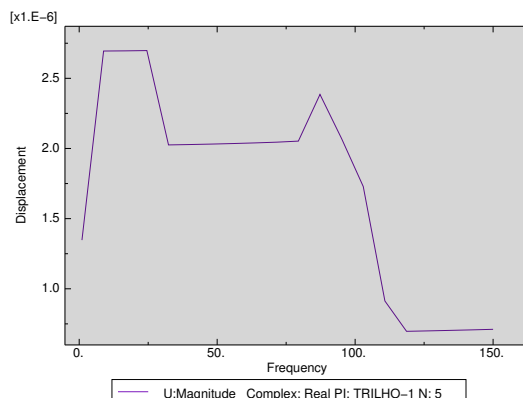
(a) Deflexão em função da frequência para configuração com cargas no eixo  $x$ .



(b) Deflexão em função da frequência para configuração com cargas no eixo  $y$ .



(c) Deflexão em função da frequência para configuração com cargas no eixo  $z$ .



Fonte: Autor.

As análises senoidais resultaram nas Figuras 4.9 e 4.10. Elas mostram as deflexões e tensões de von Mises para a estrutura do satélite quando submetida ao carregamento de vibrações senoidais harmônicas.

As deflexões sofridas pelo satélite são ainda menores para este carregamento, em comparação com o carregamento quasi-estático. As maiores deflexões foram de 2,696  $\mu\text{m}$ , 1,533  $\mu\text{m}$  e 2,698  $\mu\text{m}$ , para os eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  respectivamente. As regiões de máxima deflexão foram as mesmas encontradas nas simulações quasi-estáticas, no topo do satélite para o eixo  $y$ , e nos trilhos, nas regiões da metade de cada unidade (de serviço e das cargas úteis) para os eixos  $x$  e  $z$ .

Da mesma maneira que nos resultados de deflexões, as tensões de von Mises retornadas pelo *software* para o carregamento harmônico foram menores que para o carregamento quasi-estático. No eixo  $x$  a maior tensão foi de 1,063 MPa, no eixo  $y$  foi de 0,556 MPa, já no eixo  $z$  foi de 1,064 MPa. Assim como as deflexões, o local de maiores tensões de von Mises para as análises harmônicas foi o mesmo das análises quasi-estáticas.

Com essas tensões calcularam-se as MS para o carregamento harmônico. As margens de segurança são apresentadas na Tabela 4.4 e também foram calculadas a partir da Equação (3.1). Da mesma maneira que no caso quasi-estático, as MS indicam que a estrutura suportaria com larga folga o carregamento a que foi submetida.

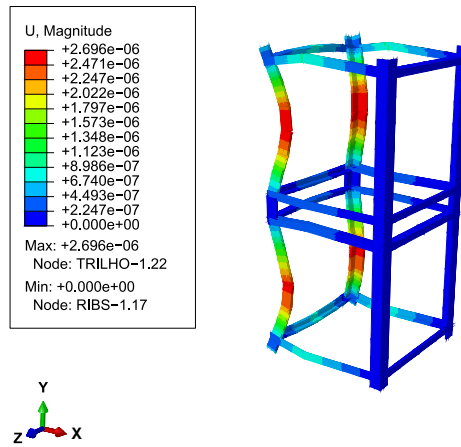
Tabela 4.4 – Margens de segurança calculadas para as análises harmônicas.

Eixo	Margem de Segurança	
	(Tensão de Escoamento)	(Tensão Última)
$x$	128,8212	111,1644
$y$	247,1121	213,3667
$z$	128,8212	111,1644

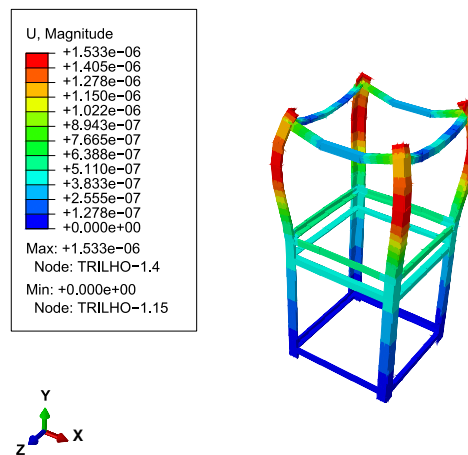
Fonte: Autor.

Figura 4.9 – Deflexões obtidas nas simulações harmônicas.

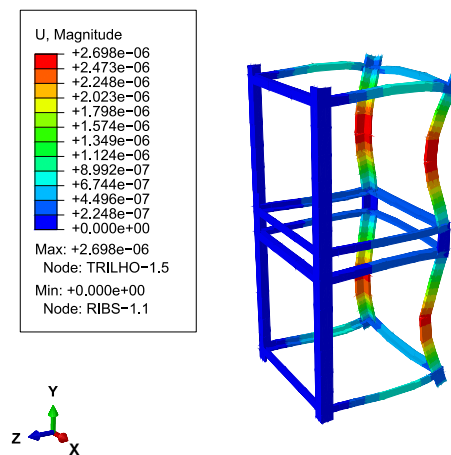
(a) Deflexões para configuração com cargas no eixo  $x$ .



(b) Deflexões para configuração com cargas no eixo  $y$ .



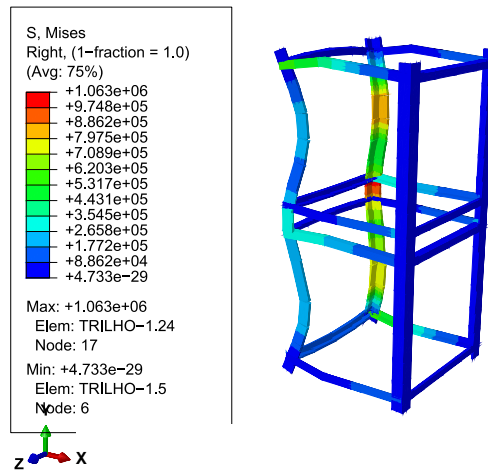
(c) Deflexões para configuração com cargas no eixo  $z$ .



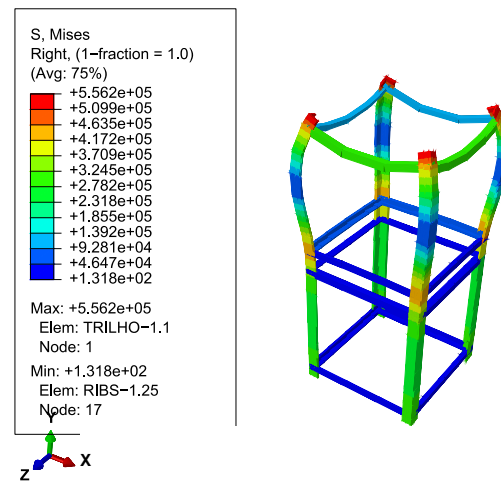
Fonte: Autor.

Figura 4.10 – Tensões de von Mises obtidas nas simulações harmônicas.

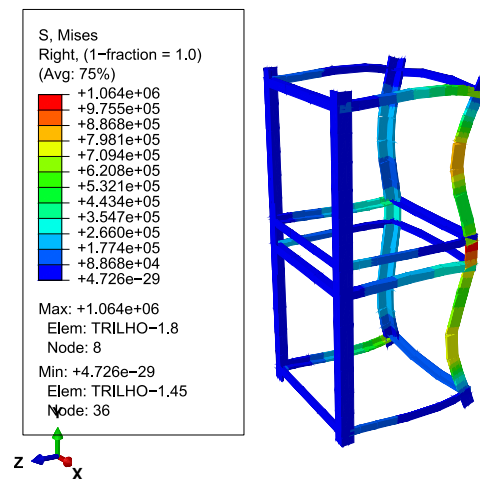
(a) Tensões de von Mises para configuração com cargas no eixo  $x$ .



(b) Tensões de von Mises para configuração com cargas no eixo  $y$ .



(c) Tensões de von Mises para configuração com cargas no eixo  $z$ .



Vale destacar que as análises realizadas utilizando o método *Steady-state dynamics Direct* disponível no Abaqus considera apenas o comportamento estrutural em regime permanente sob a ação de cargas harmônicas. Visto que a estrutura do modelo possui baixa inércia, em função de sua baixa massa de 1,210 kg e que é formada por elementos esbeltos, espera-se que o regime permanente seja rapidamente alcançado. O que justifica desconsiderar a fase inicial em regime transiente.

## 5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

O trabalho desenvolvido cumpriu tanto com o seu objetivo principal quanto com seus objetivos secundários. Foi avaliada a capacidade do BR2 de suportar o ambiente de lançamento, foi realizada pesquisa bibliográfica sobre o subsistema estrutural e testes aplicados neste. Também foram sugeridos possíveis LV para o lançamento do BR2, seus manuais consultados e um ambiente de lançamento que abrangesse todos os lançadores foi definido. O modelo em EF foi construído e as simulações tiveram seus resultados avaliados, descritos e documentados ao longo do trabalho.

Segundo os resultados obtidos, tendo em vista as cargas quasi-estáticas que o satélite ficará sujeito caso o seu lançador seja um dos sugeridos, o BR2 tem plenas capacidades de suportar o lançamento. Isso é evidenciado pelas margens de segurança variando entre 13 e 40. Considerando, porém, a análise modal, os resultados indicam que o BR2, como modelado no presente trabalho, não seria adequado para lançamento com o veículo francês Ariane 5, visto que seu primeiro modo de vibração tem frequência natural menor que a mínima exigida pelo manual do LV. De toda forma, os resultados apontam que o lançamento seria adequado para os demais LV sugeridos. De toda forma, uma análise modal mais detalhada é recomendada, conforme já explicado. Tendo em vista o carregamento harmônico, a estrutura teria MS maiores ainda que as do quasi-estático, assim sendo capaz de suportar o ambiente de lançamento sugerido.

As MS do carregamento quasi-estático estavam de acordo com a literatura, porém isso não pode ser afirmado para as MS do carregamento harmônico, visto que pouco foi encontrado sobre simulações harmônicas em CubeSats na literatura utilizada. Mesmo assim, os resultados parecem coerentes. O carregamento quasi-estático era maior que o harmônico, e isso faz com que as MS dele sejam menores, o que foi obtido. Ainda sobre o ensaio harmônico, deve-se observar que ele não apresentou o comportamento transiente da estrutura, como já explicado.

Contudo, deve-se observar que toda a análise foi baseada em um modelo simplificado e com algumas estimativas, como foi descrito ao longo do texto. O modelo ficará a disposição dos colegas do Projeto NanosatC-BR, Desenvolvimento de CubeSats, para que, a medida que novas informações surjam, sejam feitas as devidas atualizações no modelo e refeitas as simulações.

Dessa forma, como trabalhos futuros com o objetivo de seguir com a análise estrutural do satélite em questão, são sugeridos: modelamento considerando interação de contato entre a estrutura e o POD, modelagem das placas de fechamento do satélite, painéis solares, placas de circuito impresso e demais cargas úteis, e validação dos resultados numéricos frente a ensaios experimentais.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABDELAL, G. F.; ABUELFOUTOUH, N.; GAD, A. H. **Finite Element Analysis for Satellite Structures**: Applications to their design, manufacture and testing. Londres, GB: Springer-Verlag, 2013. 334 p.

ANKLESARIA, Y. H. **Structural analysis of microsatellites**. 2012. 159 p. Dissertação (Master of Science in Aerospace Engineering) — Missouri University of Science and Technology, Rolla, EUA., 2012.

ARCE, D.; BENJAMIN, J.; RÖTHLISBERGER, G. **Structure and Configuration**. Lausana, SUI, 2006. Issue 1, Rev. 4, 143 p.

ARIANESPACE. **Ariane Structure for Auxiliary Payload 5**: User's manual. Issue 1 revision 0. Evry Cedex, FRA, 2000. 72 p.

ARIANESPACE. **Vega**: User's manual. Issue 4 revision 0. Evry-Courcouronnes Cedex, FRA, 2014. 222 p.

BOHRER, R. Z. G. **DESENVOLVIMENTO DO PROJETO MECÂNICO ESTRUTURAL DO SATÉLITE NANOSATC-BR**. 2011. 120 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2011.

Brazilian Space. **2018 - O Que Esse Ano Ainda Reserva Efetivamente Para o PEB ?** 2018. Acesso em 29 de agosto de 2018. Disponível em: <<http://brazilianspace.blogspot.com/2018/06/2018-o-que-esse-ano-ainda-reserva.html>>.

CAL POLY SLO. **CubeSat Design Specification**: The cubesat program. Revision 13. Cal Poly, 2014.

COUTO, A. P. **DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO DE ENGENHARIA CAD 3D PARA CUBESATS**. 2018. 33 f. Monografia (Relatório de Projeto de Iniciação Científica (PIBITI/INPE - CNPq/MCTIC)) — Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/COCRE/INPE–MCTIC, Santa Maria, 2018.

FILHO, A. A. **Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE**. 6ª. ed. São Paulo: Editora Érica, 2013. 321 p.

GOMSPACE. **NanoPower P-series Datasheet P11 and P31 V6.1 ('u' and 'S' series)**: Electric power systems for mission critical space applications with limited resources. Issue 3, rev. 0.6. Aalborg, DIN, 2012. 25 p.

GUVENÇ, C. C.; TOPEU, B.; TOLA, C. **Mechanical Design and Finite Element Analysis of a 3 Unit CubeSat Structure**. TUR, 2018. 4 p.

INDIAN SPACE RESEARCH ORGANISATION. **PSLV**: User's manual. Issue 5 (draft version). Trivandrum, IND, 2000. 58 p.

INPE. **Sobre o NanosatC-BR**. 2018. Acesso em 28 de agosto de 2018. Disponível em: <<http://www.inpe.br/crs/nanosat/sobre.php>>.

\_\_\_\_\_. **Sobre o NanosatC-BR**. 2018. Acesso em 29 de agosto de 2018. Disponível em: <<http://www.inpe.br/crs/nanosat/>>.

ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE. **Antenna System Electrical Model User Manual**: Isis.ants-elec.um.001. Issue 1.1. Delft, HOL, 2011. 42 p.

\_\_\_\_\_. **ISIS Generic Interface User Manual**: Isis.igis.um.001. Issue 1.1. Delft, HOL, 2011. 34 p.

\_\_\_\_\_. **Magnetorquer Board User Manual**: Isis.imtq.um.001. Issue 1.1. Delft, HOL, 2011. 26 p.

\_\_\_\_\_. **ISIS Solar Panel - Side Mount User Manual**: Isis.sp\_side.um.001. Issue 1.4. Delft, HOL, 2012. 19 p.

\_\_\_\_\_. **ISIS Solar Panel - Top Mount User Manual**: Isis.sp\_top.um.001. Issue 1.4. Delft, HOL, 2012. 18 p.

\_\_\_\_\_. **ISIS VHF/UHF Transceiver**: Isis.trxuv.um.001. Issue 1.3.3. Delft, HOL, 2012. 75 p.

\_\_\_\_\_. **ISIS-OBC Datasheet**: Isis.isis-obc.ds.1.1. Issue 1.2. Delft, HOL, 2016. 37 p.

KOSMOTRAS. **Dnepr**: User's guide. Issue 2. Moscou, RUS, 2001. 76 p.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE AGENCY. **General Environmental Verification Standard (GEVS)**. Greenbelt, EUA, 2018. 203 p.

PIOVESAN, T.; SILVEIRA, I. C.; MULLER, A. **NANOSATC-BR1 & NANOSATC-BR2 Technical Specifications**. Santa Maria, BRA, 2015. Version 2.2, 14 p.

ROETHLISBERGER, G. **Launch Environment**. Issue 1 revision 6. Lausana, SUI, 2008. 23 p.

SCHOLZ, A. **CubeSat Standards Handbook**: A survey of international space standards with application for cubesats missions. [S.l.]: The Libre Cube Initiative, 2017.

SCHUCH, N.; DURÃO, O. **O Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats**. Santa Maria, BRA, 2014.

SPACEFLIGHT, INC. **General Payload Users Guide**. Revision f. Tukwila, EUA, 2015. 49 p.

SPACEX. **Falcon 9 Launch Vehicle**: Payload user's guide. Revision 2. Hawthorne, EUA, 2015. 69 p.

STEVENS, C. L.; SCHWARTZ, J.; HALL, C. **DESIGN AND SYSTEM IDENTIFICATION OF A NANOSATELLITE STRUCTURE**. 2002. 94 p. Dissertação (Master of Science in Aerospace Engineering) — Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, EUA., 2002.

## APÊNDICE A – POSICIONAMENTO ASSUMIDO PARA AS PCBs

O posicionamento das PCBs utilizado na construção do modelo matemático foi estimado a partir de informações obtidas com pessoas ligadas ao projeto e de medições realizadas no modelo de engenharia do BR1. Isso ocorreu tendo em vista que o satélite ainda não foi integrado, e não há certeza dos posicionamentos que serão utilizados. A Tabela A.1 apresenta os posicionamentos utilizados. Deve-se observar que eles têm relação somente ao eixo  $y$  e a origem é considerada na base do satélite. Também cabe salientar que as PCBs foram assumidas como tendo seu centro de massa sobre o centro geométrico, assim, todas tem o posicionamento do centro de massa com relação aos eixos  $x$  e  $z$  nas posições 0,05 m e 0,05 m, respectivamente. A numeração, na coluna # tem relação à numeração da Figura 3.1c.

Tabela A.1 – Posicionamento assumido para as PCBs.

PCB	#	Posição [m]
Base	-	0
IGIS	0	0,00655
iMTQ	1	0,02155
TruxUV	2	0,03655
EPS	3	0,05455
iOBC	4	0,08455
Sonda	5	0,12005
SLP	6	0,13645
ILP	7	0,15285
SDATF	8	0,16925
SMDH	9	0,18565
blank	10	0,20205
ANTS	11	0,21845
Topo	-	0,225

Fonte: Autor.

## APÊNDICE B – DESCRIÇÃO DETALHADA DA ELABORAÇÃO DO MODELO NUMÉRICO.

Para desenhar as peças, foram marcadas coordenadas nas junções entre os componentes. A primeira peça desenhada foi o trilho externo. Em cada coordenada foi inserido um ponto, e com a ferramenta *Create Wire* realizou-se a conexão destes. O processo de criação das *ribs* foi idêntico. De modo a simplificar o modelo os pinos foram desconsiderados.

Como o trilho externo tem componentes com seções transversais distintas, ele foi subdividido. As linhas paralelas ao eixo  $x$  na Figura 3.6a foram chamadas de *vigas auxiliares*, já as linhas paralelas ao eixo  $y$  foram chamadas de *vigas principais*. A etapa seguinte foi adicionar as propriedades do material, e os perfis das seções transversais, dadas de acordo com as Tabelas 3.5 e 3.6, respectivamente. Também nesta etapa foram definidas as orientações das vigas, de acordo com o modelo em CAD. As seções criadas no *software* foram de categoria e tipo *beam*.

Para conferir a massa do modelo utilizam-se os comandos: *tools*, então *query* e, por fim, *mass properties*. O Abaqus retorna as propriedades de massa do modelo elaborado no próprio programa.

Para a criação das restrições utilizaram-se os seguintes comandos: no módulo *interaction*, com as ferramentas *create wire feature*, *create connector section* e *create connection assignment*.

Já a adição dos pontos de massa das PCBs é realizada da seguinte maneira: no módulo *interaction*, com os comandos *special*, *inertia* e *create*.

Os *steps* para cada análise foram criados segundo o procedimento: para as quasi-estáticas, usou-se o *step Static, General*, do tipo geral. Na análise modal o *step* utilizado foi *Frequency*, do tipo perturbação linear. Na análise harmônica foi utilizado o *step Steady-state dynamics, Direct*, do tipo perturbação linear.

A adição de cargas e condições de contorno ocorre no módulo *load*, com os comandos *create load* e *create boundary condition*.