

ANÁLISE MECÂNICO/ESTRUTURAL DO CUBESAT NANOSATC-BR2 SUBMETIDOS AO AMBIENTE DE LANÇAMENTO ESPACIAL

Iago Camargo Silveira, iago7_2011@hotmail.com

**Maurício Ricardo Balestrin,
balestrinmr@gmail.com;**

**Lucas Lourencena Caldas Franke,
l.franke@hotmail.com;**

**Guilherme Paul Jaenisch,
guilherme.jaenisch@gmail.com;**

Tiago Travi Farias, tiago.travi.farias@gmail.com;

**Marcos Antônio Dal Piaz,
marcosdpiaz@gmail.com;**

Dr. Nelson Jorge Schuch, njschuch@lacesm.ufsm;

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais CRS/CCR/INPE – MCTI, em parceria com a Universidade Federal de Santa Maria – UFSM.

Avenida Roraima, 1000, Apartamento 3112, Camobi, Santa Maria/ RS.

RESUMO: O NANOSATC-BR2 é o segundo *CubeSat* do Programa NANOSATC-BR – Desenvolvimento de *CubeSats*, Projeto oriundo do convênio entre Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCTI – e Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/UFSM. O nanosatélite foi desenvolvido pela *ISIS - Innovative Solution In Space*, Empresa Holandesa especializada no desenvolvimento de nanosatélite. Porém para habilitar o satélite para lançamento espacial, faz-se necessário a certificação da integridade mecânica estrutural do satélite perante o ambiente de lançamento, caracterizado, principalmente, por vibrações randômicas e acelerações elevadas. Para a realização das análises estruturais, requisitos impostos à *CubeSats*, na fase de lançamento foram levantados, determinando-se, a efeito de exemplos, o foguete indiano *PSLV* como veículo lançador. As análises mecânicas estruturais são realizadas utilizando-se o Método dos Elementos Finitos. Cargas gravitacionais, baseadas nos requisitos de lançamento espacial, foram impostas ao modelo matemático, sendo avaliados os comportamentos da estrutura perante as sobrecargas quando em lançamento. Resultados das análises estática são pós-processadas com o auxílio de planilhas de cálculo aliadas a programação. Concluindo, resultados demonstram deslocamentos inferiores a 1mm e Margens de Segurança superiores a 2 para uma estrutura de 100x100x227mm e aproximadamente 2Kg, submetida a carregamentos de 10x10x(-20)g nos três eixos.

PALAVRAS-CHAVE: *CubeSat*; NANOSATC-BR2; análises estruturais.

ABSTRACT: *The NANOSATC-BR2 is the second CubeSat from NANOSATC-BR Program – Cubesats Developments, Project originated from the agreement between National Institute of Space Research – INPE/MCTI – and the Santa Maria Federal University – UFSM, through the Santa Maria Science Space Laboratory – LACESM/UFSM. The nanosatellite was development from ISIS – Innovative Solution In Space, Dutch company specialized on cubesat development. However to enable the satellite to space launch, it is necessary certification of mechanical structural integrity of the satellite towards the launch environment, characterized, mainly by random vibration and high acceleration. For the realization of the structure analysis, requirement imposes on the CubeSat, on the launch phase was study, determined, for example, the Indian rocket PSLV how the launch vehicle. The Mechanical Structure Analyses was make regard to Finite Element Method. Gravity Loads, based on the requirement documents for the space launch and project was use on the mathematical model, where the structure behavior was valued on the orbital launch loads. Results of Quasi-Static Analysis are post-processing with a spreadsheet allied to programing. In conclusion, the results shown the displacement inferior that 1mm and Safety Margin highly of 2 for a 100x100x227mm structure and approximately 2Kg, with loads of 10x10x(20)g on the three axis*

KEYWORDS: *CubeSat; NANOSATC-BR2; structure analysis.*

INTRODUÇÃO

Segundo Schuch e Durão (2011) O Projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de *CubeSats* consiste em um Programa de Capacitação de Recursos Humanos para Pesquisa Espacial Brasileira com desenvolvimento de Engenharias e Tecnologias Espaciais na forma de *CubeSats*. Esse projeto é elaborado na parceria entre o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais CRS/CCR/INPE – MCTI e a Universidade federal de Santa Maria – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/UFSM.

O projeto NANOSATC-BR começou com o projeto do primeiro nanosatélite brasileiro, o NANOSATC-BR1, com o projeto desse satélite se obteve a capacitação de diversos estudantes da UFSM em diversas áreas da engenharia e da ciência espacial. Com o sucesso do primeiro projeto, o projeto teve seguimento com a criação do NANOSATC-BR2.

O NANOSATC-BR2 é o segundo nanosatélite do Projeto NANOSATC-BR, sendo este um nanosatélites da classe dos *CubeSat*, igualmente ao NANOSATC-BR1. Os *Cubesats* se caracterizam por possuir formato semelhante a um cubo, porém o segundo nanosatélite do projeto NANOSATC-BR possui vinte e dois centímetros de altura e dez centímetros em cada aresta da sua base, caracterizando um *CubeSat* 2U. Enquanto

o NANOSATC-BR1 possui altura inferior ao NANOSATC-BR2, com basicamente cada aresta de mesmo tamanho, caracterizando um *CubeSat* 1U.

O NANOSATC-BR2 foi adquirido de uma empresa especializada - ISL/ISIS – *Innovative Solutions in Space*- sendo construído em formato padrão na classe dos *CubeSats*.

Mesmo com NANOSATC-BR2 sendo fabricado por uma empresa especializada e em formato padrão se desejou realizar uma análise mecânica estrutural no *CubeSat* pelo fato de que o ambiente de lançamento orbital ao qual o satélite estará exposto no momento do lançamento pode ser prejudicial a estrutura do satélite e aos componentes do mesmo, pois este ambiente apresenta cargas gravitacionais elevadas, além de vibrações.

A análise mecânica estrutural é realizada levando em consideração o pacote de cargas que o veículo lançador disponibiliza. Durante a análise mecânica estrutural do NANOSATC-BR2 se levou em consideração como veículo lançador orbital o foguete indiano *Polar Satellite Launch Vehicle* (PSLV).

A Análise Mecânica Estrutural se realizou em *software* pelo Método de Elementos Finitos (MEF), esse método de soluções de problemas estruturais é usado em vários ramos da engenharia estrutural. Este método se caracteriza por dividir a estrutura em vários elementos e esses são ligados pelas intersecções, os nós. A solução do problema se realiza pelas condições de equilíbrio e relações entre deformações e tensões, podendo se especificar a tensão sofrida em cada ponto da estrutura. Desta maneira, para que se possa realizar a Análise Mecânica Estrutural pelo Método de Elementos Finitos é necessária criar uma malha que possua um número razoável de elementos, para que ao efetuar o pós-processamento da análise estrutural não seja muito trabalhoso.

Sendo assim se viu a necessidade de realizar uma análise de convergência da estrutura principal do satélite. A análise de convergência é uma análise que se realiza para determinar qual malha de elementos finitos deverá ser usado na estrutura.

A análise se realiza pela criação de três malhas de elementos finitos, com diferente número de elementos em cada uma das três malhas, sendo que uma com o número mínimo de elementos finitos, uma com um número intermediário de elementos finitos e uma com o número exagerado de elementos finitos na composição da estrutura principal do NANOSATC-BR2.

Desta maneira, se aplica a mesma carga para cada uma das três malhas de elementos finitos. Com os resultados das tensões em cada uma das três malhas se realiza uma análise em determinados pontos da estrutura. Nessa análise se deve levar em conta que quanto maior o número de elementos finitos da estrutura, mais próximo ao real será. Sendo assim, se faz um gráfico exponencial para ver qual a tendência da tensão enquanto se aumenta o número de elementos finitos da estrutura.

Após a realização dessa análise se conclui que a malha de elementos finitos a ser usada nas análises mecânicas

estruturais do NANOSATC-BR2 seria a com número intermediário de elementos, com um valor total de 74.928 elementos na estrutura principal do NANOSATC-BR2.

A principal análise realizada no NANOSATC-BR2 foi a análise estática, sendo esta uma análise requerida pelo veículo lançador PSLV. As cargas gravitacionais impostas pelo PSLV durante o lançamento orbital serão relatadas na etapa referente ao veículo lançador.

Após a realização dessa etapa do projeto se efetua o pós-processamento dos dados encontrados. O pós-processamento consta de uma análise das tensões e deslocamento que o *CubeSat* sofre no decorrer a análise estática para certificação de que as maiores tensões e deslocamentos estejam de acordo com o material que cada componente possui. Assim para cada parte do satélite deve se analisar para se certificar do funcionamento do mesmo, com aplicação da carga estática.

O trabalho realizado é constituído de uma introdução, sendo este a presente etapa. A segunda etapa é destinada a informações sobre os subsistemas do satélite e com isso sobre os tipos de matérias que cada componente é fabricado.

A terceira etapa destina-se a explicações sobre o veículo lançador PSLV, os testes requeridos pelo mesmo e as cargas a qual o *CubeSat* estará submetido durante a fase de lançamento.

A quarta parte é constituído de explicações sobre o Método dos Elementos Finitos e ao aprendizado que teve que ser realizado para efetuar esse trabalho.

Na quinta parte se inicia as análises referentes ao NANOSATC-BR2, sendo esta parte destinada a Análise de Convergência realizada na Estrutura Principal *CubeSat*. Aborda-se também o método para definição da estrutura que foi usada para Análise Estática.

A sexta etapa destina-se a explicações sobre a Análise Estática realizada pelo Método dos Elementos Finitos. Se mostra toda a constituição do NANOSATC-BR2, com todos os subsistemas e também os pontos de máxima tensão que ocorrem no *CubeSat*. A última etapa se aborda a problemática do pós-processamento da análise estática.

METODOLOGIA

O NANOSATC-BR2 é o segundo satélite do projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de *CubeSats*, este satélite assim como o NANOSATC-BR1 foi comprado por uma empresa fornecedora no formato padrão da classe *CubeSat*. Porém o NANOSATC-BR2 se difere do primeiro *CubeSat* brasileiro pelo formato 2U, enquanto o NANOSATC-BR1 é classificado pelo formato 1U.

Estes formatos de *CubeSats* se diferenciam pelo tamanho da altura, enquanto o NANOSATC-BR1 possui em torno de treze centímetros de altura, o NANOSATC-BR2 possui vinte e dois centímetros nessa aresta. As bases estruturais dos dois *CubeSats* são idênticas, com cada aresta com dez centímetros.

O tamanho padrão dos *CubeSats* foi escolhido pela facilidade no acesso a componentes e também ao fornecimento por empresas especializadas. Além disso, também se decidiu pela compra de *CubeSats* padrões por se poder operar com diferentes cargas úteis que poderão ser alocadas no *CubeSats* ao decorrer do projeto.

A empresa escolhida de acordo com Schuch e Durão (2011) de forma licitatória foi à empresa ISL – *Innovative Space Logistics BV, Molengraaffsingel 12-14, 2629 JD Delft, Holanda*, Empresa do Grupo de Empresas controlado pela ISIS – *Innovative Solutions in Space, de Delft*, na Holanda.

O projeto recorrente ao NANOSATC-BR2 está no início, ainda não se sabe ao certo qual será a sua carga útil, desta maneira foram simuladas placas com as cargas úteis para o modelo de Análise Mecânica Estrutural do mesmo.

Nessa etapa se especificará cada Subsistema do NANOSATC-BR2. O Segundo *CubeSat* do projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de *CubeSats* é constituído pelos seguintes Subsistemas: Subsistema de Energia; Subsistema de Comunicação; Subsistema de Controle Térmico; Carga Útil; Subsistema Estrutural.

Subsistema de Energia

Esse subsistema é o encarregado de armazenar, distribuir e também de adquirir energia durante todas as fases de operação do NANOSATC-BR2. Este subsistema é composto por células solares, que terão a função de absorver energia pela radiação eletromagnética proveniente do sol e transformar em energia química para as baterias do subsistema, Sistema de Potência *NanoPower P10U*, que por sua vez terão a função de armazenar e distribuir a energia para os demais subsistemas do *CubeSat*. O restante das funções se dividem entre as bobinas eletromagnéticas, conectores e outros circuitos eletrônicos.

Esse subsistema é principalmente feito de fibra de vidro FR4 G-10, porém existe vários componentes nesse subsistema que é fabricado com outras matérias. Nas análises e pós-processamentos será utilizado a fibra de vidro como material base da sua fabricação.

Na tabela 1 se pode verificar o balanço de massa realizado no Subsistema de Energia do NANOSATC-BR2.

Tabela 1 – Balanço de massa do Subsistema de Energia

Componente do Sistema de Energia	Massa-kg
NanoPowerP10	
U	0,1999
Células Solares com Painéis Laterais	0,119

Subsistema de Comunicação

O sistema de comunicação é responsável pela comunicação interna entre os componentes dos diversos subsistemas do *CubeSat*, assim como também é responsável pelo envio das informações capitadas pelas cargas úteis a estação terrena. O subsistema de

comunicação é constituído de duas antenas de comunicação UHF e VHF, que se localizam externamente ao NANOSATC-BR2, responsáveis pela transmissão e comunicação com a estação terrena de monitoramento. Também é constituído por um computador de bordo *NanoMind A702* e um *TRXUV VHF/UHF transceiver* que controlam a transmissão das informações interna e externamente. O subsistema de comunicação também é construído principalmente com fibra de vidro FR4 G-10 como todos os componentes internos do *CubeSat*. A seguir se mostra o balanço de massa do Subsistema de Comunicação do NANOSATC-BR2.

Tabela 2 – Balanço de massa do Subsistema de Comunicação

Componentes do Sistema de comunicação	Massa(kg)
Transceiver	0,0849
Computador de Bordo	0,0549
Antenas UHF/VHF com Placa Superior	0,999

Subsistema de Controle Térmico

Esse subsistema opera de forma passiva, já que não existe nenhum mecanismo que consiga variar a temperatura dos componentes do NANOSATC-BR2, pelo menos até o presente momento do projeto. Como o satélite opera em alta velocidade e passa por extremos de temperatura rapidamente, pois a poucos minutos está sobre a radiação solar e logo após já está sobre eclipse, se deve ter determinador operadores passivos que possam efetuar com segurança a proteção térmica para o *CubeSat*.

Subsistema Estrutural

O subsistema estrutural deve fornecer sustentação e segurança para operação dos demais subsistemas do *CubeSat*. Sendo que este deve absorver a maior parte da carga exercida sobre as fases de logística, lançamento orbital e operação em órbita ao qual o satélite estará submetido.

A estrutura do NANOSATC-BR2 é construída de Alumínio 6063-T6 e é composta por duas molduras laterais que sustentam os quatro painéis laterais (ver Figura-1), além dos dois painéis externos nas extremidades (ver Figura-2) do *CubeSat*. Estas peças estruturais são ligadas por costelas, em um número total de oito. Além disso, as costelas têm a função de suportar os tirantes que ligam as placas internas do NANOSATC-BR2.

Na figura 1 se pode ver o desenho em CAD da Estrutura Principal do NANOSATC-BR2, sem os tirantes, parafusos e outros pequenos mecanismos, como por exemplo o *Kill-Switch*.

Além disso, existe um mecanismo de mola na estrutura, *Kill-Switch*, que tem por função a desativação do satélite enquanto ele estiver em lançamento. O mecanismo se localiza na base inferior do *CubeSat*, sendo que enquanto o *CubeSat* estiver no P-POD a mola estará comprimida e desativará o satélite.

O balanço de massa da estrutura principal é mostrada na tabela 3.

Tabela 3 – Balanço de massa do subsistema Estrutural do NANOSATC-BR2

Componente do Sistema Estrutural	Massa-kg
Moldura (X2)	0,106
Costelas (X8)	0,048

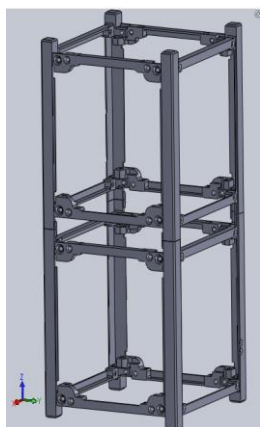


Figura 1 – Estrutura Principal do NANOSATC-BR2 em CAD

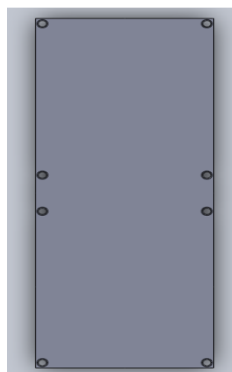


Figura 2 – Painéis Laterais em CAD do NANOSATC-BR2



Figura 3 – Painel das extremidades superiores e inferiores do NANOSATC-BR2

NANOSATC-BR2

Todos os Subsistemas unidos, compõem o segundo *CubeSat* do projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de *CubeSats*. O balanço de massa do NANOSATC-BR2 será mostrado na tabela 4. Para

realização do balanço de massa levou-se em consideração placas que simulassem as possíveis cargas úteis para o satélite. Desta maneira o centro de gravidade do satélite permaneceria próximo ao centro geométrico do mesmo.

Como pode ser visto na figura 4, os componentes internos de controle de atitude, de energia e comunicação, se localizam na parte inferior do *CubeSat*, inferior pois o *Kill Switch* se localiza nessa extremidade, desta maneira se simulou possíveis cargas uteis na parte superior do NANOSATC-BR2.

Para permanecer com um balanço de massa coerente para *CubeSat*, as cargas uteis foram simuladas com massa similar a dos outros componentes internos, sendo assim quatro placas foram construídas com equivalência em massa para os quatro componentes internos de controle de atitude, energia e comunicação.

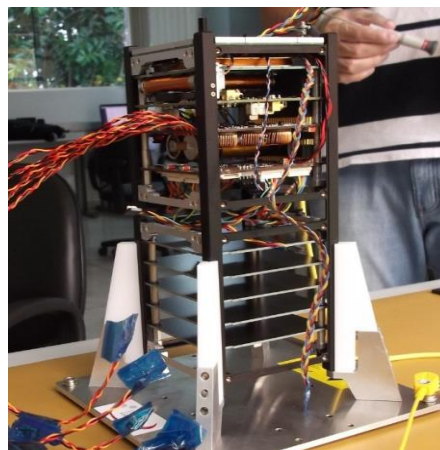


Figura 4 – Estrutura Principal e componentes internos do NANOSATC-BR2

Pode-se notar na parte superior da imagem os subsistemas de energia, comunicação e controle de atitude, e na parte inferior da imagem as placas

Componente do NANOSATC-BR2	Massa-kg
Subsistemas de energia, controle de atitude e comunicação	0,534
Cargas Uteis	0,459
Outros_Sistemas	1,2953
NANOSATC-BR2	2,289

simulando as cargas uteis.

Tabela 4 – Balanço de Massa do NANOSATC-BR2

Testes e Veículo Lançador

Como já foi abordado nas seções anteriores o NANOSATC-BR2 é um satélite classificado na classe padrão de *CubeSats*. Os *CubeSats* são classificados pelo seu formato similar ao de um cubo na classe de nanosatélites. Por sua vez, os nanosatélites são classificados pelo seu tamanho e peso, sendo que estes possuem entre 1 Kg e 10 Kg de massa.

Por serem satélites de tamanho reduzido, o custo também é bem menor em comparação a satélites

artificiais maiores. Porém uma das grandes dificuldades encontradas é para o lançamento orbital desse tipo de satélite. Em primeiro plano, os *CubeSats* são lançados como cargas secundárias em foguetes de lançamento orbital, sendo necessário um lançamento de outros satélites para que o mesmo possam orbitar a Terra. Em segundo plano, os *CubeSats* devem ser acoplados a dispositivos, conhecidos como P-POD (*Poly Picosatellite Orbital Deployer*), que por sua vez são acoplados ao foguete.

Durante as Análises realizadas nesse trabalho se levou em consideração o foguete indiano PSLV - *Polar Satellite Launch Vehicle* – como veículo lançador orbital para o NANOSATC-BR2, desta maneira as cargas gravitacionais foram adquiridas pelos documentos oficiais deste lançador. Na próxima seção será abordado com maior esclarecimento os testes para *CubeSats* e também sobre o Lançador PSLV. Nesta seção serão abordados as relações exigidas entre os *CubeSats* e o dispositivo de acoplamento P-POD.

Como mencionada anteriormente, os *CubeSats* são considerados cargas secundárias do foguete, ele deve ser alocado de tal maneira que não prejudique nenhum subsistema do componente primário do foguete. Pensando nisso, cientista e engenheiros da *California polytechnic State University* criaram um dispositivo que acopla todos os *CubeSats* da missão, criando uma conexão confiável entre os *CubeSats* e o veículo lançador. Este dispositivo é conhecido como *Poly Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD).

O P-POD é um dispositivo que permite que os *CubeSats* se aloquem dentro dele não entrando em contato entre si, pois possuem molas de separação além do *Kill Switch*. O P-POD é um dispositivo construído de Alumínio 7075-T73, alumínio de alta resistência mecânica, que permite que os *CubeSats* sofram menor carga durante o lançamento espacial, permitindo desta maneira maior segurança para os *CubeSats*. O P-POD possuem trilhos para o deslizamento e acoplamento dos *CubeSats*.

Durante o lançamento orbital dos *CubeSats*, o P-POD mantém os *CubeSats* fixos entre si e dentro de seu do compartimento tubular. Quando chegasse a órbita onde se deseja soltar os *CubeSats*, um sinal é mandando para o P-POD que por sua vez abre a porta de saída.

O impulso necessário para liberar os *CubeSats* para o espaço é dado por uma mola que fica na parte inferior do P-POD. Desta maneira, o impulso da mola é transmitido no último *CubeSat* e este por sua vez transmite para os demais por meio das molas de separação existente entre eles.

O contato entre o P-POD e os *CubeSats* durante todo o processo se dá pelos trilhos do P-POD em contato com as molduras laterais dos *CubeSats*, tanto o P-POD como as molduras laterais são fabricados de Alumínio, sendo assim de acordo com Bohrer (2011) o processo de anodização fornece a liga de alumínio boas propriedades anti-atrito que são necessárias às partes de contato entre o *CubeSat* e o P-POD.

A fina camada de óxido criada pelo processo (normalmente entre 25 a 250 μm) caracteriza-se, segundo Pierlot (2009), por possuir resistência à abrasão, apresentar elevada dureza, além de elevar o ponto de fusão do material para temperaturas em torno de 2000 °C fornecendo ao material maior poder de isolamento elétrico.

Sendo assim, tanto os trilhos do P-POD como as molduras laterais são submetidas a este tratamento, para garantir que os mesmos não tenham atrito elevado durante os processos de lançamento orbital dos *CubeSats*.

Veículo Lançador

Os *CubeSats* são considerados por organizações de lançamento especial de satélites como cargas secundárias nesse tipo de expedição. Outra questão envolvendo os *CubeSats* é que nem todos os foguetes que operam esses tipos de missões lançam *CubeSats* para o espaço. Desta maneira foi necessário estudar determinados veículos lançadores que operassem lançamentos espaciais com *CubeSats*.

O veículo lançadores estudado foi o foguete indiano PSLV - *Polar Satellite Launch Vehicle*, pelo fato de ele lançar *CubeSats* para espaço e além disso ter grande sucesso por já ter lançador vários *CubeSats*.

De acordo com Bürger (2009) A configuração básica do PSLV tem 44,4 metros de altura e pesa 295 toneladas, quatro estágios, sólidas e líquidas, alternadamente.

Testes

Na presente seção serão listados alguns testes mecânico estruturais que devem ser realizados no *CubeSat* para certificar o seu funcionamento quando o mesmo estiver operando em órbita.

Como mencionado anteriormente o veículo lançador indicado para este trabalho foi o indiano PSLV, por isso será mostrado alguns testes pedidos por esse veículo lançador a satélites.

Em primeiro plano, se deve explicar que as principais solicitações mecânicas estruturais ao qual um satélite estará sujeito desde da sua construção até a sua operação em órbita, acontecem no momento do lançamento espacial. No decorrer do lançamento espacial cargas estáticas e dinâmicas vibratórias são aplicadas ao *CubeSat*. Desta maneira, se viu a necessidade de estudar as diversas cargas ao qual o satélite estará a ser solicitado quando estiver em lançamento para com isso se realizar uma análise estrutural satisfatória ao NANOSATC-BR2.

Segundo Bürger (2010) o principal teste mecânico estrutural realizado em *CubeSat* é o teste de vibração. No teste de Vibração o satélite é exposto aos esforços dinâmicos presentes durante o lançamento. O objetivo dos ensaios de vibração é o de verificar se a estrutura do satélite e seus subsistemas suportam adequadamente a etapa de lançamento.

O teste de Vibração mecânica pode ser realizado em um *Shaker*, que é um dispositivo que simula vibrações. O *CubeSat* pode ser diretamente acoplado ao *Shaker* ou ainda pode ser acoplado ao um dispositivo que simule o P-POD. Lembrando que durante o período de

lançamento orbital no foguete o *CubeSat* estará acoplado dentro do P-POD.

Para as simulações da confiabilidade estrutural do NANOSATC-BR2 perante o ambiente de lançamento orbital se relatou os requisitos de testes pedidos pelo foguete lançado orbital PSLV. Os principais testes requeridos por este veículo lançador são: Carga gravitacional semi-estática; requisito de Frequência Natural e requisitos de Frequência Senoidal.

Carga Gravitacional Semi-Estática

A carga gravitacional a qual o *CubeSat* será solicitado durante o lançamento orbital é devido a aceleração vertical do foguete. De acordo com *Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual* (2005), pode ver as cargas semi-estática ao qual estará sujeito os satélites durante o lançamento orbital na figura 5.

Longitudinal (axial)	:	7g compression and 2.5g tension
Lateral	:	±1.5g

Figura 5 – Cargas semi-estáticas determinadas pelo PSLV. Fonte: Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual (2005)

Um ponto importante é que segundo Bohrer (2011), deve-se considerar que as cargas gravitacionais longitudinais atuam simultaneamente com as cargas laterais, sendo que todas as cargas atuam no centro de gravidade do satélite. Por questões de segurança e também por outros trabalhos realizados sobre a questão do lançamento orbital dos satélites, aumentou-se a cargas gravitacionais impostas ao modelo de elementos finitos do NANOSATC-BR2. Essa alteração pode ser vista na tabela 5.

Tabela 5 – Cargas Gravitacionais impostas ao modelo de MEF do NANOSATC-BR2

Eixo	Carga
Longitudinal	20g
Lateral	10g

Análise de Convergência

A análise de convergência é uma tarefa realizada para se definir qual das malhas de elementos finitos será usada pelo modelo matemático de uma peça estrutural. Para o NANOSATC-BR2 a Análise de Convergência foi realizada na Estrutura Principal do *CubeSat*. Essa escolha se deu pelo simples fato de a estrutura principal sofrer as maiores solicitações as quais o *CubeSat* estará submetido durante a etapa de lançamento espacial.

A partir dessa etapa até o restante do trabalho se trataram de análises de tensão em elementos estruturais. As máximas tensões de *Von Mises* que serão mostradas por figuras das peças no NANOSATC-BR2 aparecerão com cores avermelhadas enquanto que tensões baixas serão representadas por cores roxas. Essa representação de tensões vem do software modelador de elementos finitos

FEMAP 10.1 que é usado como interface para as análises pelo NX NASTRAN.

Se realizou a modelagem de três malhas de elementos finitos para a estrutura principal do NANOSATC-BR2. Essas três malhas possuem número de diferente de elementos. Uma das malhas deve ter um número pequeno de elementos, uma um número considerado razoável e outra malha com número exagerado de elementos. Desta maneira se aplica a mesma carga estática e as mesmas restrições de deslocamento para cada uma das malhas e se realiza um Pós-Processamento dessa análise.

Esse Pós-Processamento é realizado para verificar qual a tendência do valor da tensão com o aumento contínuo do número de elementos. Teoricamente, quanto maior o número de elementos de uma peça mais próximo do real será a análise, desta maneira, o valor da tensão com o número exagerado de elementos seria o valor "real" da tensão. Porém, se utilizar o modelo matemático com número muito elevado de elementos a pós-análise estática seria bem mais complicada e demora, levando em conta que se deve Pós-Processar a análise estática em todos os componentes do NANOSATC-BR2.

A Análise de Convergência para a Estrutura Principal do NANOSATC-BR2 foi realizada com a criação de três malhas de elementos finitos para a Estrutura Principal, cada qual com o número diferente de elementos. Na tabela 6 se mostra cada uma das três malhas com suas respectivas quantidades de elementos.

Tabela 6 – Malhas de Elementos Finitos da Estrutura Principal

Malha da Estrutura Principal	Número de Elementos
Menor Número de Elementos	38790
Número Intermediário de Elementos	74928
Maior Número de Elementos	152464

A realização da análise estática para as três diferentes malhas de elementos finitos da Estrutura Principal foi baseada nos carregamentos gravitacionais que são impostos durante o lançamento orbital. O carregamento utilizado foi de dez vezes a aceleração da gravidade em cada um dos três eixos do *CubeSat*. Este carregamento é superior ao mostrado pelo documento *Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual* (2005), como pode ser verificado anteriormente.

As restrições utilizadas nas três malhas foram iguais as usadas na análise estática (Que será descrita logo após a análise de convergência). As restrições são baseadas no posicionamento do *CubeSat* no P-POD, sendo assim se determina as restrições em uma das extremidades da Estrutura Principal, lembrando que esta parte do *CubeSat* estará restrita ao movimento no momento do lançamento orbital, ou pela presença de outro *CubeSat* no P-POD ou pelo próprio P-POD.

Na Figura 6 se ilustra a diferença da quantidade de elementos finitos entre duas malhas da análise de convergência.

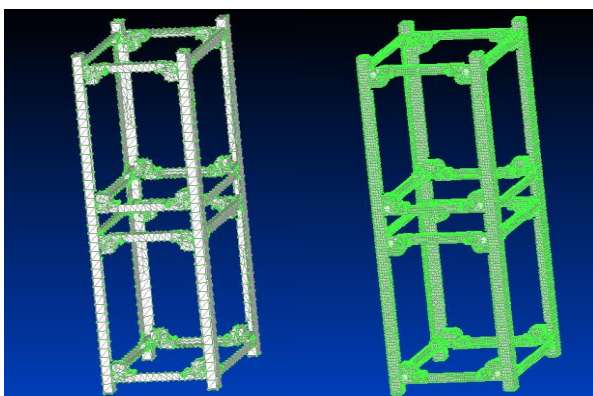


Figura 6 – Diferença entre a quantidade de elementos entre a malha da estrutura principal com menor número de elementos (à esquerda) e a de maior número de elementos (à direita)

Percebe-se pela figura 6 a diferença entre a quantidade de elementos de cada uma das malhas analisadas referentes a estrutura principal. Outra questão a se notar, é a diferença do tamanho dos elementos de cada uma das malhas. A malha com menor número de elementos possui elementos muito maiores em comparação a malha de maior número de elementos, o que pode vir a ocasionar defeitos na análise, pois em regiões de geometria complexa os elementos se formaram de forma irregular. Na análise estática se mostrará um elemento irregular formado na estrutura.

Após a análise estática de cada uma das malhas se percebeu que a máxima tensão nas diferentes malhas ocorreu próxima às restrições impostas ao modelo. A máxima tensão de *Von Mises* ocorreu na moldura lateral na seção transversal onde há a conexão com as costelas. A figura 7 mostra os elementos com maior solicitação durante a Análise de Convergência. Na tabela 7 se mostra as máximas tensões ocorridas em cada uma das três malhas.

Tabela 7 – Máximas tensões de Von Mises nas três malhas da Análise de Convergência

Malhas da Estrutura Principal	Máxima Tensão de Von Mises(psi)
Menor Número e Elementos	13.913,26
Número Intermediário de Elementos	13.707,98
Maior Número e Elementos	12.240,15

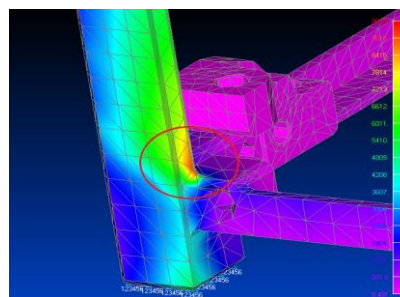


Figura 7 – Circulado em vermelho os elementos com maior solicitação durante a Análise de Convergência

Percebe-se que quanto maior o número de elementos menor é a tensão que ocorre na estrutura principal do modelo matemático. Assim o “valor real” seria menor do o valor encontrado para a malha com maior número de elementos. Porém se deve realizar a análise da tendência da tensão com o aumento contínuo do número de elementos, para um local da peça onde não haja tanta divergência de tensão mas ainda haja uma tensão considerável, ou seja, um local próximo ao local de máxima tensão.

A peça da estrutura principal onde se realizará essa análise deve ser a moldura lateral, pois é onde ocorreu a maior tensão de *Von Mises*. O local escolhido para análise foi um pouco acima do ponto de máxima tensão de *Von Mises* da Estrutura Principal.

Desta maneira, em cada uma das malhas de elementos finitos da Estrutura Principal se coletou as tensões de *Von Mises* ocorridas nos pontos escolhidos. Na tabela 8 se pode verificar a tensão nos elementos escolhidos para a análise de convergência de cada uma das três malhas.

Tabela 8 – Tensão de Von Mises nos elementos escolhidos para a Análise de Convergência

Número de Elementos	Malhas da Estrutura Principal	Tensão de Von Mises (psi)
38.790	Menor Número e Elementos	2.582,33
74.928	Número Intermediário de Elementos	6.544,33
152.464	Maior Número e Elementos	7.670,41

Com os valores das tensões dos elementos especificados para se realizar a análise de convergência se realiza um gráfico no software MS Excel mostrando a tendência da tensão com o aumento contínuo do número de elementos. No eixo horizontal se plotou o número de elementos da estrutura e no eixo vertical a tensão de *Von Mises* dos elementos especificados para a Análise de Convergência. O gráfico é apresentado a seguir.

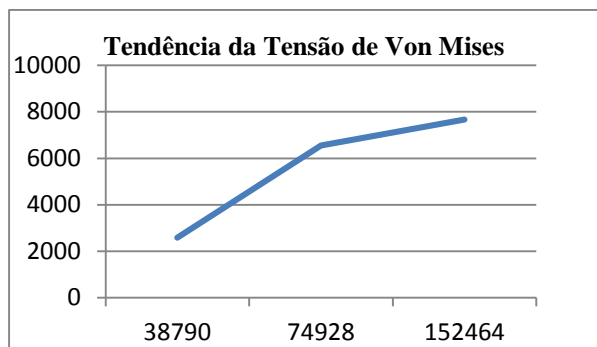


Gráfico 1 – Número de elementos (eixo horizontal) como função da tensão de Von Mises (eixo vertical)

Percebe-se que o gráfico tem o formato de uma exponencial invertida, desta maneira, quanto maior o número de elementos, mais próximo do real, e maior será a tensão encontrada. Porém, se percebe que erro comparando a malha com número intermediário de elementos para a malha com o maior número de elementos é menor do que 15 % e como a tendência da tensão máxima de Von Mises é de diminuir ao longo que se aumenta o número de elementos finitos da estrutura se escolhe a malha com número intermediário de elementos para ser a malha utilizada na análise estática do modelo matemático do NANOSATC-BR2.

Além dessas questões envolvidas, uma malha de elementos finitos com um número intermediário de elementos finitos facilitará a análise semi-estática, além do pós-processamento dessa análise.

Construção do modelo Matemático do NANOSATC-BR2

Após a análise de convergência da estrutura principal se certificou qual a malha de elementos finitos que seria utilizada para a análise estática do NANOSATC-BR2. Porém para realização desta análise é necessário construir o modelo matemático do restante dos componentes do NANOSATC-BR2. Nesta seção se abordará a problemática envolvendo a criação dos componentes, da montagem dos componentes para formar o modelo matemático do NANOSATC-BR2.

Criação do modelo de Elementos Finitos

Como abordado anteriormente, os subsistemas que compõem o NANOSATC-BR2 são: Subsistema de Energia; Subsistema de Comunicação; Subsistema de Controle Térmico; Carga Útil; Subsistema Estrutural. Dentro do Subsistema estrutural existem placas laterais, placa inferior, placa superior, tirantes, além da estrutura principal que é composta pelas duas molduras e pelas oito costelas.

Se iniciou a construção do modelo matemático da estrutura do NANOSATC-BR2. Para se realizar essa etapa se necessitou importar os desenhos em CAD das partes restantes da estrutura (painéis laterais, painel superior e painel inferior). Com a importação no software modelador em MEF, se utilizou o conceito de elementos de placa para realizar a modelagem dessas estruturas, isso se deve ao fato desses painéis terem a espessura muito reduzida quando comparada com as suas dimensões laterais. Assim se simplificou o modelo

criando painéis bidimensionais. Na Figura 8 abaixo se mostra a diferença entre o modelo em CAD do painel superior e o modelo matemático de elementos finitos do mesmo.

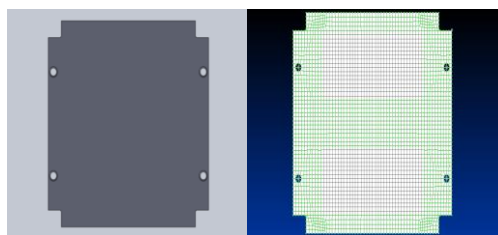


Figura 8 – Modelo em CAD do painel superior (a esquerda) e modelo matemático em MEF do painel superior (a direita)

Outra simplificação realizada na construção do modelo matemático do painel superior foi a integração do painel superior com antena. Como mostrado anteriormente, existe uma Antena UHF e VHF de comunicação com a estação terrena na parte superior do NANOSATC-BR2, por isso para simplificação do modelo de elementos finitos do NANOSATC-BR2 se usou o conceito de massa não estrutural para o painel superior, supondo que a massa não estrutural seria da antena. Essa substituição no modelo de Elementos Finitos simplifica o modelo matemático do NANOSATC-BR2 e continua tendo a confiabilidade necessária para se realizar a análise estática, pois o modelo permanece com as propriedades de massa do CubeSat real. Na figura 9 se mostra as propriedades de massa da placa superior, onde se pode observar a massa não estrutural que substituiu a antena.

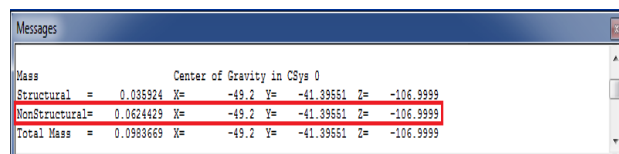


Figura 9 – Propriedades de massa da placa superior. Circulado em vermelho a propriedade de massa não estrutural do modelo de Elementos Finitos da placa Superior

Para a construção dos componentes internos do NANOSATC-BR se utilizou o mesmo conceito do que foi usado para a construção dos painéis estruturais. Usando elementos de placa para simular os componentes internos. Os componentes internos do NANOSATC-BR2, como por exemplo o subsistema de energia, possuem complexidades geométricas que deixariam o modelo matemático de elementos finitos, muito complexo e difícil de ser solucionado, por isso se utilizou placas com as mesmas propriedades de massa dos subsistemas verdadeiros para simularem cada um desses componentes. Na figura 10 se pode observar a diferença entre o TRXUV VHF/UHF Transciever e o modelo matemático de elementos finitos do mesmo.

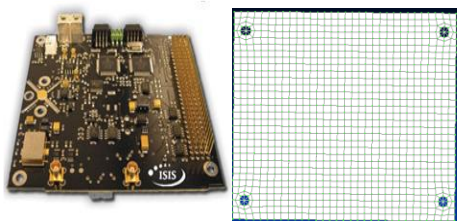


Figura 10 – Modelo real do TRXUV VHF/UHF *Transciever* (à esquerda) e modelo matemático do mesmo (à direita)

Como mencionado anteriormente, para que o NANOSATC-BR2 tenha o centro de gravidade próximo ao centro geométrico do satélite foi necessário a criação de placas internas que simulassem as cargas úteis. Quatro placas de elementos finitos foram construídas para realizar essa simulação. Essas quatro placas foram construídas com propriedades de massa similar as quatro placas superiores unidas para que haja um equilíbrio de massa no satélite.

Com a construção de cada componente do NANOSATC-BR2 no modelador de elementos finitos se pode integrar todos eles em suas respectivas posições e formar o modelo matemático do NANOSATC-BR2. Porém para se realizar isso se deve certificar que nenhum componente tenha número de identificação de elemento, nós, ou propriedades iguais. Desta maneira, para se ter o controle sobre isso, se realizou uma planilha no software MS Excel para se identificar os números de identificação de cada uma das propriedades de cada componente.

Para a construção do modelo completo do NANOSATC-BR2 se utilizou muitos elementos e de diferentes tipos. Na tabela 9 se mostra os vários elementos utilizados, a quantidade de cada um e o número total de elementos utilizados no modelo matemático do NANOSATC-BR2.

Tabela 9 – Elementos utilizados e suas respectivas quantidades usadas no modelo de EF do NANOSATC-BR2

Tipo de Elementos Quantidade de Elementos

Elementos Sólidos	74.816
Elementos de Placa	35.066
Elementos de Barra	96
Elementos Rígidos	168
NANOSATC-BR2	110.146

Com cada componente criado no modelador e com seus determinados números de identificação, se salva cada um dos componentes do *CubeSat* com a extensão NEUTRAL do software FEMAP 10.1. Este formato é feito para montar peças onde seus componentes não necessitam ser modificados. Desta maneira, se integra cada componente em seu respectivo lugar para formar o modelo matemático de elementos finitos do NANOSATC-BR2 identificado na figura 12. Na Figura 11 se mostra o modelo matemático do NANOSATC-

BR2 sem as placas laterais para se mostrar as placas internas do *CubeSat*.

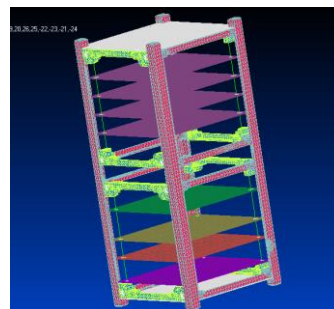


Figura 11 – Modelo matemático do NANOSATC-BR2 sem as placas laterais. Notam-se as placas internas do *CubeSat*

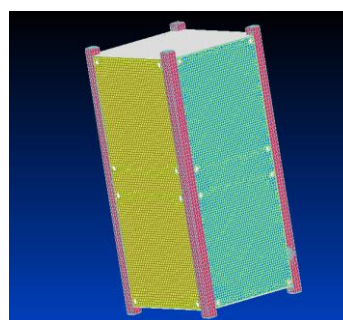


Figura 12 – Modelo matemático completo do NANOSATC-BR2

Análise Estática

Após a conclusão da montagem do modelo matemático do NANOSATC-BR2 se realizou a análise estática. Esta análise é referente às cargas gravitacionais semi-estáticas ao qual o *CubeSat* estará submetido durante o ambiente de lançamento orbital. Como tratado no anteriormente, o veículo lançador PSLV informa, pelo documento oficial *Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual (2005)*, as cargas que os satélites estarão submetidos durante a ascensão do foguete.

Para a análise estática do NANOSATC-BR2 via Método dos Elementos Finitos se utilizou cargas gravitacionais semi-estáticas maiores do que as mostradas pelo veículo lançador PSLV. Essa mudança da carga estática foi motivada, principalmente por questões de segurança na configuração da análise mecânica estrutural do *CubeSat*. Em segundo plano, pois de acordo com Burger (2010) as cargas gravitacionais aos quais os satélites podem sofrer durante o lançamento orbital é de 20 vezes o valor da gravidade terrestre. Por isso a carga gravitacional utilizada na análise mecânica estrutural do NANOSATC-BR2 foi alterada, isso pode ser vista na tabela 10, onde se mostra as notas cargas gravitacionais impostas ao modelo matemático do NANOSATC-BR2.

Tabela 10 – Cargas Gravitacionais impostas ao modelo de MEF do NANOSATC-BR2

Eixo	Carga
Longitudinal	20g
Lateral	10g

Como explicado anteriormente, os *CubeSats* são montados no foguete lançador por um dispositivo que acopla os *CubeSats* em seu interior. Esse dispositivo conhecido como P-POD faz contato com o *CubeSat* pelas suas molduras laterais. Desta maneira, as restrições impostas ao NANOSATC-BR2 foram aplicadas às extremidades inferiores das molduras laterais, como pode ser vista na figura 13..

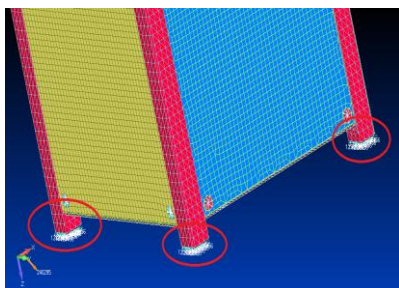


Figura 13 – Restrições (circuladas em vermelho) impostas ao modelo matemático do NANOSATC-BR2

A análise estática é realizada pelo software NX NASTRAN e se pode observar pela interface do software modelador FEMAP os principais pontos de tensão e também de deslocamento do *CubeSat*.

A pós-análise se realiza para verificar quais os pontos de maior tensão em cada componente. Como será visto na seção posterior cada componente será analisado para verificar se nenhum coeficiente de segurança foi ultrapassado quando o modelo foi submetido à carga gravitacional.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Pós Análise

Diretamente com os dados das tensões de cada subsistema se utilizou software de programação para se encontrar os elementos de maiores tensões. Posteriormente se analisou os pontos onde se encontram esses elementos. A análise para cada subsistema é mostrada a seguir.

Placas Internas: Nas placas internas as maiores tensões registradas ocorrem próximas as ligações com os tirantes. O subsistema de controle de atitude e o de potência são os que mais sofrem tensão, pois possuem as maiores massas.

Placas externas: Igualmente as placas internas, as maiores tensões que ocorrem nessas placas ocorrem nos pontos de ligação. Lembrando que o furo existente nessas placas para se realizar as conexões é intensificador de tensões. Na placa superior foi encontrada a maior tensão registrada nos elementos de placa com um valor de 28,48 MegaPascal, como era de se esperar, pois tem maior peso devido a conexão com a antena.

Estrutura Principal: A maior tensão de *Von Mises* registrada na análise ocorreu na estrutura principal, porém o elemento onde ocorreu a maior tensão é um elemento irregular, de acordo Bohrer (2011), elemento

apresenta grandes alturas e larguras comparadas com a espessura, vindo a resultar respostas que não condizem com a realidade da análise. Na figura 14 se mostra esse elemento.

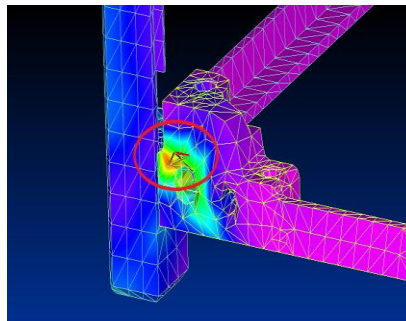


Figura 14– Elemento irregular na extremidade da costela

Percebe-se que o elemento irregular foi criado durante a modelagem, próximo a uma parte da estrutura onde existe determinada complexidade geométrica (se observa várias curvas e furos nas extremidades das costelas), desta maneira o modelador teve dificuldade de criar um elemento “refinado” naquela região.

Pós-processamento

Essa etapa do trabalho de análise mecânica estrutural do NANOSATC-BR2 é realizada para verificação das tensões ocorridas nos elementos de cada componente. Verificando se as máximas tensões ocorridas em cada elemento não ultrapassaram as margens de segurança estabelecidas ao material ao qual ele é construído.

Com os resultados da análise estática estabelecidos, se importa do *software* FEMAP 10.1 as tensões ocorridas nos elementos referentes a cada componente. Desta maneira, com os valores da tensão de *Von Mises* em cada elemento se utiliza um software de análises numéricas para se identificar qual o elemento possui maior tensão e qual o valor da margem de segurança para a tensão naquele elemento.

O cálculo da margem de segurança é realizado pela Equação 1 que segue:

$$MS = \left(\frac{S_a}{S_e} \right) - 1$$

Equação 1 – Margem de Segurança

Onde:

MS = Margem de Segurança;

Sa = Tensão máxima permitida;

Se = Tensão no elemento;

A tensão máxima permitida depende dos fatores de segurança e qualificação que são adotados para cada material. A tensão máxima é dada pela Equação 2.

$$S_a = \frac{S_{max}}{(FS * QS)}$$

Equação 2 – Tensão Máxima

Onde:

S_{max} = Tensão máxima de escoamento.

FS = Fator de Segurança.

QS = Fator de Qualificação.

De acordo com o *Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual (2005)* os Fatores de Segurança (FS) devem ser iguais a 1,1 para testes de prova e 1,25 para testes de qualificação. Porém como mencionado por Bohrer (2011) padrões superiores deverão ser aplicados às análises desenvolvidas, FS de 1,35 para materiais metálicos e iguais a 2 para materiais não metálicos serão aplicados. Tais Fatores de Segurança foram adotados baseados em orientações recebidas de tecnologistas do INPE – MCTI que trabalham nas análises de mecanismos de aplicação espacial. Além do FS, é aplicado um fator de qualificação, igual a 2 para todos os materiais (metálicos e não-metálicos).

Como mencionado anteriormente, às peças estruturais, molduras, costelas, placas laterais, placa superior e placa inferior são fabricadas de Alumínio 6061-T6. As propriedades do Alumínio 6061-T6 usadas na análise estrutural podem ser vistas na Figura 15.

Alumínio 6061-T6			
Al 6061-T6 Costelas		Al 6061-T6 Molduras	
Youngs Modulus, E	67983,3 MPa	Youngs Modulus, E	67983,3 MPa
Shear Modulus, G	26094,6 MPa	Shear Modulus, G	26094,6 MPa
Mass Density	2,71E-06 Kg/mm ³	Mass Density	3,09E-06 Kg/mm ³
Poisson's Ratio, nu	0,33	Poisson's Ratio, nu	0,33
Ultimate Stress		Ultimate Stress	
Ultimate Tensile Strength	282,7 MPa	Ultimate Tensile Strength	282,7 MPa
	MPa		MPa
Yield Tensile Strength	262 MPa	Yield Tensile Strength	262 MPa
ULTIMATE Factor of Safety	1,35	ULTIMATE Factor of Safety	1,35
Qualification Factor	2	Qualification Factor	2
σallowable_ULTIMATE	104,7037037 MPa	σallowable_ULTIMATE	104,7037 MPa

Figura 15 – Propriedades do Alumínio 6061-T6

Os componentes internos do modelo matemático do NANOSATC-BR2 foram construídos com fibra de vidro FR4 G-10. Como mencionado explicado anteriormente, os componentes internos são fabricados com diversos materiais, porém a parte estrutural dos componentes internos é a fibra de vidro, que é usada para se fazer as placas de cada componente. As propriedades da fibra de vidro FR4 G-10 usadas na análise estrutural podem ser vistas na parte superior da Figura 16, enquanto as propriedades de tensão de escoamento, fator de segurança e fator de qualificação podem ser visualizadas na parte inferior da imagem.

Fibra de Vidro FR4 G-10		
Youngs Modulus, E	18600 MPa	
Shear Modulus, G	360 MPa	
Mass Density	1,85E-06 Kg/mm ³	
Poisson's Ratio, nu	0,12	
Ultimate Stress		
Ultimate Tensile Strength	205 MPa	
	MPa	
Yield Tensile Strength		MPa
NON METAL Factor of Safety		2
Qualification Factor		2
σallowable_ULTIMATE	51,25 MPa	

Figura 16 – Propriedades da Fibra de Vidro FR4 G-10

Resultados do Pós-Processamento

Durante o pós-processamento se considerou o valor número de dois como uma margem de segurança adequada para todos os componentes do NANOSATC-BR2. Com isso e com base nos valores de tensão admissível obtidos na Figura 15 e na Figura 16 para as diferentes peças se observa que as peças fabricadas com Al 6063 T6 podem ter uma tensão máxima em cada elemento de 34,9 MPa, sendo este valor é 5,87 vezes menor do que a tensão de escoamento do material, dando uma grande margem de segurança para os componentes estruturais.

Por sua vez, os componentes fabricados de Fibra de Vidro FR4 G-10 podem sofrer uma tensão máxima de 17,08 MPa, sendo este valor 12 vezes menor do que a tensão de escoamento do material.

Para completar o Pós-Processamento será mostrada os pontos de maior tensão em cada componente. Como mencionado anteriormente, estes elementos foram encontrados, entre os diversos elementos que compõem um subsistema do *CubeSat*, com auxílio de software de programação matemática. Sendo posteriormente calculada a margem de segurança desse elemento. Inicia-se analisando a estrutura principal do NANOSATC-BR2.

Estrutura Principal

Molduras: Os elementos que sofreram maior solicitação na análise estática das molduras foram os elementos do furo que fazem ligação com as costelas, e podem ser vistos na Tabela 11. Esses furos se encontram na base das molduras laterais, onde se estabeleceu as restrições do *CubeSat*. Na moldura 1 a maior tensão de *Von Mises* foi de 23,41 Mpa, enquanto na Moldura 2 a maior tensão foi de 14,17. Com menor margem de segurança igual a 3,47. A figura 17 mostra os elementos de maior solicitação nas molduras.

Tabela 11 – Máximas Tensões de *Von Mises* nas Molduras Laterais.

Componente	Máxima Tensão(Mpa)
Moldura 1	23,40
Moldura 2	14,17

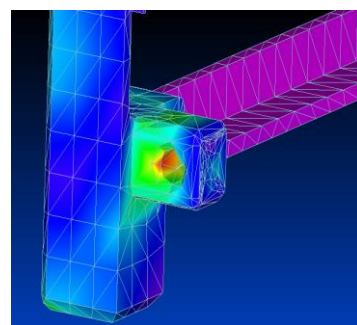


Figura 17 – Elementos mais solicitados das Molduras Laterais da Estrutura Principal

Costelas: Assim como nas molduras laterais as maiores tensões ocorreram nas ligações na extremidade inferior. Como mostrado na análise estática, o elemento de maior tensão de *Von Mises* (com o valor de 30,99 MPa) de toda a análise estática possui formato irregular e está localizado na Costela 5. Desta maneira esse elemento foi descartado da análise. O menor valor da margem de segurança ocorreu na costela cinco com o valor de 3,024. Na tabela 12 se mostra as máximas tensões de *Von Mises* ocorridas nos elementos das costelas.

Tabela 12 – Tensão de *Von Mises* nas Costelas

Componente	Máxima Tensão(Mpa)
Costela 1	11,34
Costela 2	9,48
Costela 3	5,37
Costela 5	25,84
Costela 4	8,67
Costela 6	17,13
Costela 7	6,87
Costela 8	9,69

Placas Externas: Nas placas externas a maior tensão ocorreu na placa superior. A máxima tensão nessa placa já era de se esperar pelo fato de ter o maior carregamento, pois a antena se acopla a placa superior. Nas placas Laterais as maiores solicitações ocorreram novamente próximas aos furos de conexão na parte inferior do satélite. Na tabela 13 se mostra as máximas tensões de *Von Mises* nas placas externas.

Como se percebe pelas tabelas 11, 12 e 13 a máxima tensão de *Von Mises* na estrutura principal ocorreu na placa superior. A margem de segurança no elemento mais solicitado ficou com valor de 2,889, acima do esperado como satisfatório (valor numérico de 2 para a margem de segurança). O elemento de maior solicitação dessa peça estrutural se localiza próxima a um dos quatro furos de ligação com as costelas. Na Figura 18 se mostra o ponto de maior solicitação da placa superior e também de toda a estrutura principal do NANOSATC-BR2.

Placas Internas: As maiores tensões de *Von Mises* encontradas nos elementos das placas internas do modelo matemático do NANSOATC-BR2 ocorreram próximas as ligações com os tirantes. Na tabela 14 se mostra as máximas tensões de *Von Mises* ocorridas nas placas internas.

Tabela 13 – Tensão máxima nos elementos das placas externas

Componente	Máxima Tensão(Mpa)
Placa Lateral 1	17,33
Placa Lateral 2	12,64
Placa Lateral 3	13,92
Placa Lateral 4	13,41
Placa Sup.	26,92
Placa Inf.	15,5

Tabela 14 – Máximas tensões de *Von Mises* encontradas nas placas internas

Componente	Máxima Tensão(Mpa)
Computador de Bordo	6,35
Transceiver	9,14
Sistema de Potência	21
Controle de Atitude	20,249
Placa 5	8,32
Placa 6	7,45
Placa 7	15,77
Placa 8	8,42

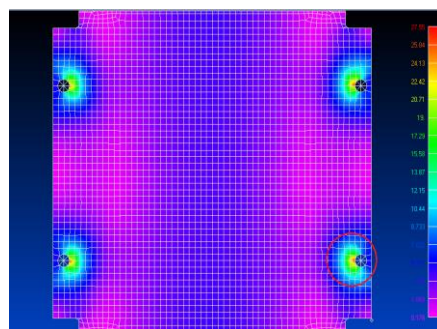


Figura 18 – Máximas Tensões de *Von Mises* na placa superior. Circulado em vermelho os elementos com maior solicitação de toda a Estrutura Principal do modelo matemático do NANOSATC-BR2

De acordo com a tabela 14 as máximas tensões encontradas na análise das placas internas são referentes ao Sistema de Potência e ao Computador de Bordo, sequencialmente. Essas máximas tensões ultrapassaram a margem de segurança que foi colocada como satisfatória, pois as tensões ocorridas no Sistema de Potência e no Computador de Bordo tiveram resultados de 1,43 e 1,51 para a Margem de Segurança, respectivamente.

Outro resultado encontrado nessa análise foi o de maior deslocamento na análise estática do modelo matemático do NANOSATC-BR2. O Sistema de Potência teve um deslocamento máximo de 0,223 milímetros o que pode vir a prejudicar esse subsistema ou um subsistema adjacente.

Por isso, para fins de arquitetura do *CubeSat* deverá se verificar qual a melhor posição para esse subsistema, já que este possui baterias e outros equipamentos de proporções grandes se comparados aos componentes dos demais subsistemas internos.

CONCLUSÃO

A análise mecânica Estrutural do NANOSATC-BR2 via Método dos Elementos Finitos comprovou a integridade Estrutural do *CubeSat* submetido ao ambiente de Lançamento Espacial. Além disso, os resultados encontrados durante essas análises poderão ser usados para formular a arquitetura final do satélite e os testes Mecânico Estruturais necessários para se realizar o

lançamento espacial. As mesmas análises descritas neste trabalho foram realizadas no NANOSATC-BR1 e utilizadas como certificador para os testes de qualificação do *CubeSat* para sua aprovação ao lançamento espacial. Desta maneira, a análise e os resultados mostrados no trabalho qualificam o satélite ao lançamento espacial.

REFERÊNCIAS

BOHRER R. Z. G. Desenvolvimento do Projeto Mecânico Estrutural do Satélite NANOSATC-BR. Dept. Engenharia Mecânica, UFSM. Monografia de Graduação, Jul. 2011.

BÜRQUER E.E. Interface Lançador/Cubesat Para O Projeto Do NANOSATC-BR. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica. Processo CNPq: 103111/2009-3. Santa Maria. 2009.

BÜRQUER E.E. Interface Lançador/Cubesat Para O Projeto Do NANOSATC-BR. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica. Processo CNPq: 103111/2009-3. Santa Maria. 2010.

LEE, S. CubeSat Design Specification – CDS. Rev.12. 2009. The CubeSat Program. California Polytechnic State University. Disponível em:
<http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf>. Acesso em 10 ago. 2013.

NX Nastran User's Guide. NX.SOFTWARE. Santa Ana, 2004.

Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual. Issue: 5 (Draft Version), Rev. 0, ISRO, 2005.

SCHUCH N. J. e DURÃO O. S. P. Documento De Status De Revisão De Engenharias E Tecnologias Espaciais - Projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento De Cubesats. 2011.

DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE

Iago Camargo Silveira, iago7_2011@hotmail.com;
Maurício Ricardo Balestrini: balestrinmr@gmail.com;
Lucas Lourencena CaldasFranke:
l.franke@hotmail.com;
Guilherma P. Jaenisch;
guilherme.jaenisch@gmail.com;
Tiago Travi Farias: tiago.travi.farias@gmail.com;
Marcos Antônio Dal Piaz: marcosdpiaz@gmail.com;
Dr. Nelson Jorge Schuch: njschuch@lacesm.ufsm;

O(s) autor(es) é(são) o(s) único(s) responsável(veis) pelo