

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA
DO RIO DE JANEIRO



Thiago Rodrigues da Costa

**Aplicação de mecanismos biestáveis no
projeto de estruturas aeroespaciais**

Projeto de Graduação

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica da PUC-Rio.

Orientador: Anderson Pereira

Rio de Janeiro
Dezembro de 2019

Agradecimentos

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer à Deus, por ter sempre guiado minhas decisões e me dado saúde e proteção. Gostaria também de agradecer aos meus pais, Maria de Fátima Cunha e Mario da Costa, por sempre terem me apoiado em todos os aspectos da minha vida, me orientando e também incentivando sempre o meu desenvolvimento como pessoa e como profissional. Gostaria de agradecer também à minha dinda Maria de Lourdes Cunha, juntamente com o meu tio Carlos Pinto e minha prima Julia Pinto por todo o suporte que sempre me deram para os meus estudos e todo o carinho. Também gostaria de agradecer meu grupo de amigos que me acompanham desde o colégio, e mesmo em universidades diferentes, continuam sempre me apoiando e me incentivando na minha trajetória.

Agradeço aos membros e ex-membros da equipe AeroRio *UAV Design*, por terem contribuído de inúmeras formas para o meu desenvolvimento pessoal e profissional, principalmente no âmbito da engenharia aeronáutica, guardarei comigo todas as experiências vividas. Um agradecimento especial ao Prof. Eduardo Costa da Silva pelos ensinamentos, pela amizade, pelos conselhos e pela confiança depositada, tanto para ser capitão da equipe, quanto para a participação nos seus projetos.

Agradeço também à PUC-Rio pela estrutura fornecida para o meu aprendizado, ao corpo docente do Departamento de Engenharia Mecânica pelos conhecimentos adquiridos e à todos os funcionários que trabalham para manter a universidade. Gostaria de agradecer aos meus colegas Marcos Caldas, Petrus Arruda, Julia Miranda, João Nassif, Daniel Rotolo, Matheus Peres e Raphael Mastrangelo, por toda a parceria, e a amizade construída ao longo dos anos na graduação, fazendo todo esse tempo mais prazeroso. Agradeço aos meus colegas que conheci no estágio da EMBRAER pelos ensinamentos e pela oportunidade de conhecer ainda mais da engenharia aeronáutica. Um agradecimento aos meus colegas do Tecgraf que me apoiaram no estágio do meu último período da graduação, também me auxiliando neste trabalho.

Por fim, gostaria de fazer um agradecimento particular ao meu orientador Prof. Anderson Pereira por todo o apoio e por todas as orientações e ensinamentos fornecidos ao longo do tempo que foi meu orientador, tanto na minha Iniciação científica quanto neste trabalho, que foram fundamentais para o meu desenvolvimento e para a realização deste projeto.

Resumo

Aplicação de mecanismos biestáveis no projeto de estruturas aeroespaciais

O estudo dos mecanismos biestáveis é um ramo específico da área de *Compliant Mechanisms*, que são estruturas que se utilizam da sua flexibilidade para realizar determinada tarefa. Os mecanismos Biestáveis em específico, tem como principal característica uma flexibilidade que envolve grandes deslocamentos, que podem inclusive ser da mesma ordem de grandeza ao próprio tamanho da estrutura, e portanto é requerida uma relação não linear entre a força e a deflexão da mesma. Através dessas grandes deflexões, a estrutura consegue transitar entre um estado de equilíbrio e outro, mantendo a sua posição sem a necessidade de uma aplicação de força constante. O estudo da modelagem de vigas considerando grandes deflexões é fundamental visto que esses elementos se encontram presentes no projeto de diversos mecanismos Biestáveis, permitindo desenvolver estruturas flexíveis evitando a fricção de partes mecânicas, reduzindo assim o desgaste dos componentes sem perder sua confiabilidade e precisão. Todas essas características presentes nos mecanismos biestáveis são de interesse da indústria aeroespacial. Este trabalho propõe desenvolver uma estrutura com propriedades biestáveis, aplicando a mesma para um sistema de VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado). Através da realização de análises numéricas com o Método de Elementos Finitos (MEF) serão comparadas diferentes configurações estruturais, permitindo atingir uma configuração ideal para o problema.

Palavras-chave

Mecanismos Biestáveis; grandes deflexões; Método Elementos Finitos; VANT; Manufatura Aditiva.

Abstract

Application of bistable mechanisms on aerospace structures design

The study upon bistable mechanism is a branch of the research on the Compliant Mechanism field, which are structures that use its flexibility to perform a certain task. Bistable Mechanism's main feature is the high flexibility which involves large deflections, so that the desired motion is comparable to its size, needing to take into account the nonlinear force-deflection relationship. Through these large deflections, the mechanical structure is able to transit from one equilibrium state to the other, maintaining its position without the necessity to apply a constant force. The study of large deflection modeling on beams is fundamental since these elements are used in a wide variety of bistable mechanism designs, enabling the development of flexible structures that avoid the mechanical friction between adjacent elements, reducing the frame wear without losing its precision and reliability. All these features present on bistable mechanism are of interest to the aerospace industry. This work proposes to develop a structure with bistable properties, that can be applied on a UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Through numerical analysis with Finite Element Method (FEM) different structural configurations will be compared in order to obtain an ideal configuration for the problem.

Keywords

Bistable Mechanism; large deflections; Finite Element Method; UAV; Additive Manufacturing.

Sumário

1	Introdução	9
1.1	Motivação	9
1.2	Objetivo	11
1.3	Revisão Bibliográfica	11
1.4	Metodologia	13
2	Mecanismos Biestáveis	15
2.1	Introdução	15
2.2	Estruturas Flexíveis	16
2.3	Fundamentos	17
2.4	<i>Snap-Through</i>	19
3	Método dos Elementos Finitos	21
3.1	Introdução	21
3.2	Solução de problema não linear	22
3.3	Análise não linear com Método de Elementos Finitos	23
4	Apresentação do problema	25
4.1	Introdução	25
4.2	Mecanismo de Lançamento	26
4.3	Mecanismo de absorção de energia	28
5	Programas Computacionais	31
5.1	<i>SolidWorks</i>	31
5.2	MTOOL	33
5.3	FEMOOP	37
6	Resultados	39
6.1	Análise do Mecanismo de Lançamento	39
6.2	Análise do Mecanismo de Absorção	46
7	Conclusão	50
7.1	Trabalhos futuros	52

Lista de figuras

1.1	Máquina Voadora Eole de Clement Ader. [1]	9
1.2	Tipos de alterações na geometria da asa. [2]	10
1.3	Mecanismo Biestável para lançamento aeroespacial[3].	11
1.4	Componentes biestáveis rotacionais [4].	12
1.5	Perfil aerodinâmico impresso em 3D [5].	12
1.6	Casca cilíndrica multiestável impressa em 3D [6]	13
2.1	<i>Switch</i> mecânico impresso em 3D[7].	15
2.2	Aeronave Demoiselle de Santos-Dumont [8].	16
2.3	Comparação entre uma asa rígida e uma flexível.	17
2.4	Estruturas de diferentes materiais sob o mesmo carregamento [2].	18
2.5	Estruturas de mesmo material e diâmetros diferentes sob o mesmo carregamento [2].	18
2.6	Estruturas de mesmo material e diâmetros sob o mesmo carregamento em diferentes situações de suporte [2].	19
2.7	Fenômeno de <i>Snap-through</i> .	20
3.1	Exemplo de malha gerada para complexa utilizando <i>MTOOL</i> .	21
3.2	Exemplo de estrutura com comportamento não linear [9].	22
3.3	Exemplo de estrutura com comportamento não linear.	23
4.1	Drone para entrega de produtos da empresa Norte Americana UPS.[10]	25
4.2	Mecanismos utilizados para lançamento de carga.	26
4.3	Ilustração do princípio de funcionamento do mecanismo de lançamento biestável. [3]	27
4.4	Mecanismos proposto para lançamento de carga.	27
4.5	Posições de equilíbrio do mecanismo de lançamento.	28
4.6	Condições de contorno para o mecanismo de lançamento.	28
4.7	Mecanismos proposto para absorção de energia.	29
4.8	Posições de equilíbrio do mecanismo de absorção de energia.	30
4.9	Condições de contorno para o mecanismo de absorção de energia.	30
5.1	Esboço do mecanismo de lançamento realizado no <i>SolidWorks</i> .	31
5.2	Recursos utilizados para construir o mecanismo no CAD.	32
5.3	Geometria do mecanismo de lançamento.	32
5.4	Exportando a geometria 2D desejada no formato Dxf.	32
5.5	Importando a geometria 2D no formato Dxf no <i>MTOOL</i> .	33
5.6	Definição das regiões vazias.	33
5.7	Definição do material.	34
5.8	Definição do tipo de elemento da malha.	34
5.9	Definição da subdivisão das arestas do modelo.	35
5.10	Definição da malha.	35
5.11	Malha resultante da estrutura de lançamento.	35
5.12	Definição do carregamento.	36

5.13	Definição do suporte.	36
5.14	Definição do tipo de análise a ser realizada.	37
5.15	Utilização do programa FEMOOP para análise não linear.	37
5.16	Exemplo da visualização da análise no programa MATLAB.	38
6.1	Configuração de sistema de lançamento inicial (2 vigas).	39
6.2	Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento inicial.	40
6.3	Pontos de interesse da curva força x deslocamento do mecanismo de lançamento.	40
6.4	Diferentes configurações para o número de vigas em cada lado: (a) 6 vigas; (b) 4 vigas; (c) 2 vigas.	41
6.5	Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento com diferentes números de vigas em cada lado.	42
6.6	Diferentes configurações para comprimento da seção central de maior espessura: (a) 0mm; (b) 5mm; (c) 15mm; (d) 30mm.	43
6.7	Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento com diferentes comprimentos de seção mais espessa.	43
6.8	Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento com adição de ruído.	45
6.9	Pontos de interesse da bifurcação.	45
6.10	Dimensões da geometria unitária do mecanismo de absorção.	46
6.11	Mecanismo de absorção analisado.	47
6.12	Curva força x deslocamento do mecanismo de absorção de energia.	47
6.13	Segundo ponto de equilíbrio estável P1.	48
6.14	Terceiro ponto de equilíbrio estável P2.	48
6.15	Quarto ponto de equilíbrio estável P4.	49
6.16	Flambagem de vigas de duas plataformas simultaneamente.	49
7.1	Vista superior do mecanismo de lançamento.	50
7.2	Vista Isométrica do mecanismo de lançamento.	50
7.3	Vista interna do mecanismo de absorção de energia.	51
7.4	Mecanismo de absorção de energia.	51
7.5	Mecanismo de absorção de energia aplicado ao transporte de carga.	51

Lista de tabelas

- 6.1 Aumento das forças críticas de acordo com a variação geométrica. 44

1 Introdução

1.1 Motivação

Os VANT's (Veículos Aéreos Não Tripulados) estão se tornando cada vez mais presentes na sociedade, atuando em áreas cada vez mais diversificadas. Em particular, a utilização desses veículos para o transporte de cargas de pequeno porte motiva o desenvolvimento de mecanismos que auxiliem no lançamento para entrega em áreas de difícil acesso. A busca por estruturas mais leves e ao mesmo tempo eficientes, fomenta a área de desenvolvimento de novos tipos de estruturas, além da aplicação da manufatura aditiva para a produção das mesmas, permitindo a construção de estruturas flexíveis evitando a fricção de partes mecânicas, reduzindo assim o desgaste dos componentes sem perder sua confiabilidade e precisão.

A utilização de estruturas flexíveis para realizar tarefas na indústria aeroespacial está longe de ser uma novidade, visto que começou nos primórdios da aviação, justamente com a observação da natureza [2]. As asas dos pássaros por exemplo, mudam a sua geometria de acordo com o objetivo do voo e de acordo com as condições atmosféricas, sempre visando um rendimento ótimo para cada condição. As primeiras tentativas do homem de imitar o voo da natureza começaram cedo, em 1890 por exemplo, um pioneiro da aviação Francesa Clement Ader, propôs uma asa de morcego para a aeronave Eole, que permitia reduzir o seu tamanho em até um terço do original.



Figura 1.1: Máquina Voadora Eole de Clement Ader. [1]

O conceito de *morphing wing* surgiu inicialmente justamente do interesse de otimizar a eficiência aerodinâmica das aeronaves em diferentes etapas do voo, através de modificações na sua estrutura como descrito por Barbarino [11].

Essas modificações podem ser implementadas de diversas formas na aeronave conforme mostra a Figura 1.2.

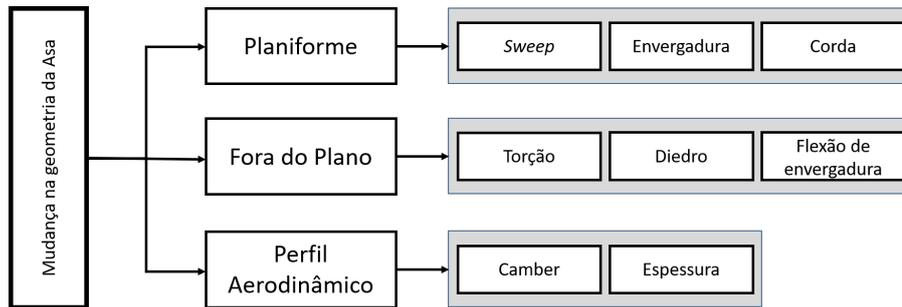


Figura 1.2: Tipos de alterações na geometria da asa. [2]

Com o recente avanço no desenvolvimento de materiais inteligentes e do desenvolvimento das técnicas de manufatura aditiva, tornou-se possível superar algumas das dificuldades presentes na aplicação das estruturas flexíveis no campo aeroespacial, principalmente pelo fato de que essas estruturas são altamente complexas e de elevado custo, caso fabricadas de forma convencional. Além disso, o grande aumento de aplicações dos VANT's na indústria atualmente, também impactou positivamente a volta dos estudos acerca das estruturas flexíveis, visto que como esses veículos são menores que as aeronaves convencionais, as forças atuantes sobre as estruturas flexíveis são consideravelmente menores, permitindo a utilização de diferentes materiais, se tornando uma tecnologia mais acessível financeiramente. Vale ressaltar que os VANT's também possuem um menor tempo de produção e menos requisitos para certificação do que uma aeronave convencional.

Dessa forma o estudo de estruturas flexíveis [2] tem sido foco de muito interesse da indústria aeroespacial nos últimos anos. Mais em específico, as estruturas biestáveis, que são estruturas flexíveis que possuem dois estados de equilíbrio, tendo como objetivo amplificar o deslocamento ou a força de um determinado mecanismo. Para transitar de um estado de equilíbrio para o outro, é necessário a aplicação de uma determinada força, mas não é necessária mantê-la para permanecer na posição de equilíbrio. Essa particularidade permite desenvolver estruturas para diversas aplicações, sendo essas não necessariamente o aumento da eficiência do voo para diferentes condições, mas sim um aprimoramento das mais diversas funcionalidades presentes nas estruturas aeroespaciais.

1.2

Objetivo

Este trabalho possui como finalidade desenvolver uma estrutura com propriedades biestáveis, aplicando a mesma para o sistema de um VANT. Também serão realizadas análise numérica de tensões com o Método dos Elementos Finitos (FEM) permitindo atingir uma configuração ideal para o problema.

1.3

Revisão Bibliográfica

Diversos estudos na área de estruturas biestáveis estão sendo desenvolvidos para as mais diversas aplicações. Para este presente trabalho o foco é o desenvolvimento de estruturas com duas posições de estabilidade. Como descrito em [2] as estruturas biestáveis tem como particularidade o fato de conseguirem exercer grandes deslocamentos de maneira elástica através justamente do armazenamento de energia.

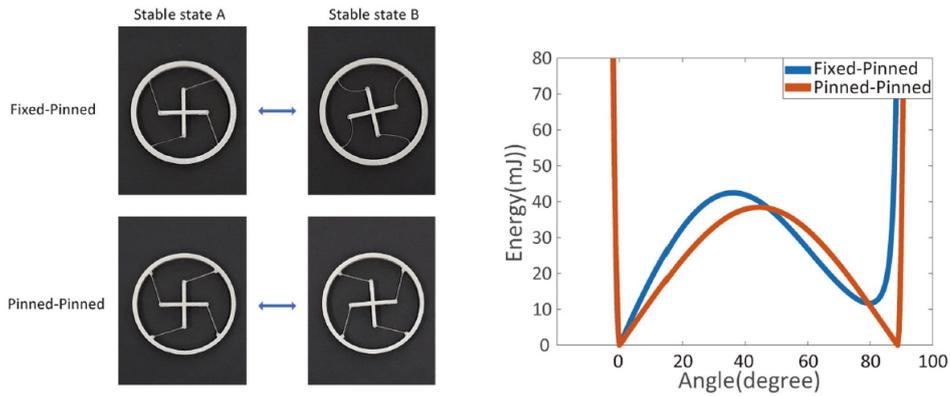
Zirbel [3] estuda a aplicação de um mecanismo biestável para o lançamento de objetos no espaço. A partir da utilização da impressão 3D, é possível construir estruturas que possuam duas posições de equilíbrio estável, onde é necessário a aplicação de uma força para que ocorra a transição de um para o outro. Conforme pode ser visto nas Figuras 1.3(a) e 1.3(b).



1.3(a): Posição de equilíbrio antes do lançamento. 1.3(b): Posição de equilíbrio após o lançamento.

Figura 1.3: Mecanismo Biestável para lançamento aeroespacial[3].

Estudos como o de Jeong [4] também analisam as formas de manufatura dessas estruturas biestáveis, e as diversas possibilidades que surgem com a aplicação da manufatura aditiva em conjunto com estruturas flexíveis. Possibilitando gerar geometrias mais complexas como pode ser visto nas Figuras a seguir.



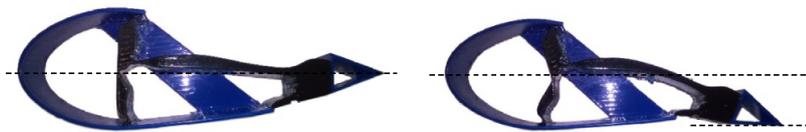
1.4(a): Componentes gerados por impressão 3d.

1.4(b): Diagrama de energia potencial elástica.

Figura 1.4: Componentes biestáveis rotacionais [4].

De forma complementar Santer [12] demonstra a possibilidade de utilização de estruturas com uma biestabilidade assimétrica, que permite que a transição de uma posição de estabilidade para a outra possa ter diferentes valores de energia curítica, sendo esse comportamento fundamental para mecanismos de lançamento em VANT como descrito em [3].

A implementação desse tipo de mecanismo em componentes aerodinâmicos também vem se tornando mais comum, sendo possível alterar a dinâmica de voo do veículo a qualquer momento [5; 13]. Como pode ser visto em Bhattacharyya [5], foi utilizada a técnica de otimização topológica para obter uma estrutura de um perfil aerodinâmico biestável também utilizado impressão 3D, ou seja, uma asa metamórfica. O resultado pode ser visto nas Figuras 1.5(a) e 1.5(b).



1.5(a): Posição de equilíbrio inicial. 1.5(b): Posição de equilíbrio atuado.

Figura 1.5: Perfil aerodinâmico impresso em 3D [5].

Diversos estudos atualmente estão focando no desenvolvimento de estruturas biestáveis que armazenam energia [14; 6; 15; 16]. Nesse caso, o mecanismo é desenvolvido de forma em que ao sofrer uma determinada quantidade de força ele se desloca para outras posições de equilíbrio armazenando assim a energia do sistema, como pode ser visto na Figura 1.6. Essa aplicação da estrutura como absorvedor de impacto pode ser utilizada para garantir a integridade

de uma carga lançada pelo VANT, absorvendo o impacto ao atingir o solo. A grande vantagem é que esse tipo de estrutura armazena energia independente da velocidade do impacto e além disso são reutilizáveis.

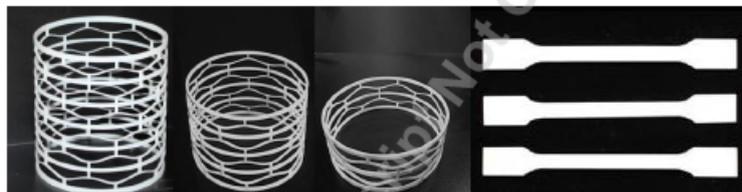


Figura 1.6: Casca cilíndrica multiestável impressa em 3D [6]

1.4

Metodologia

Visando desenvolver um mecanismo biestável aplicado em VANT's, serão executadas diversas etapas para atingir os objetivos. Primeiramente será desenvolvido um protótipo inicial utilizando o *software Solidworks* [17]. Em seguida serão avaliações numéricas usando Método de Elementos Finitos (FEM) através dos programas *MTOOL* [18] e o *FEMOOP* [19] visando realizar a análise não linear do modelo. Com o modelo validado, serão produzidas diferentes configurações visando analisar o impacto das variações geométricas no desempenho da estrutura, realizando as análises através do FEM. Dessa forma, será selecionada a estrutura que melhor se adequar aos requisitos de projeto, e o dimensionamento será realizado baseado no projeto do CAD (*Computer Aided Design*). Em maiores detalhes o presente trabalho é organizado em 7 capítulos, sendo eles:

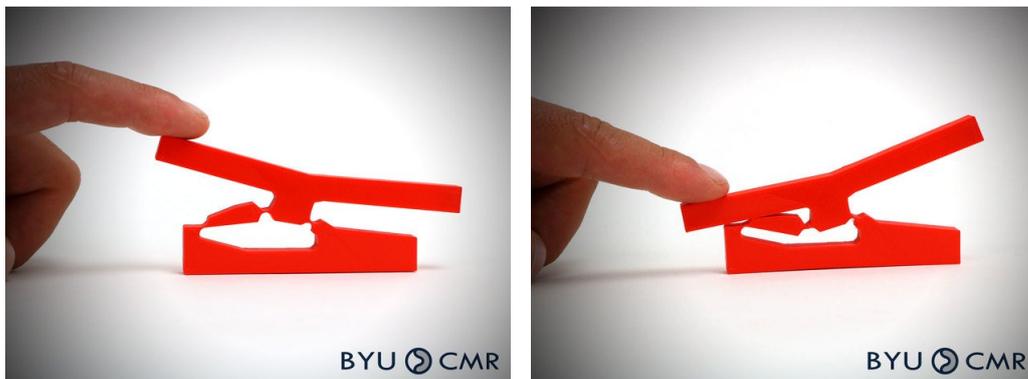
- Capítulo 2 - São apresentados os principais conceitos e fundamentos sobre estruturas flexíveis e as propriedades das estruturas biestáveis.
- Capítulo 3 - Será dedicado à apresentação dos conceitos presentes na análise utilizando o FEM, e será apresentado métodos para obter soluções não lineares.
- Capítulo 4 - Será apresentado o problema mais específico, abordado neste trabalho, e a sua aplicabilidade.
- Capítulo 5 - Nesse capítulo será apresentado o funcionamento e principais características para a solução do problema utilizando tanto o *SolidWorks* para modelagem, quanto o *MTOOL* e o *FEMOOP* para análise.
- Capítulo 6 - Os resultados das análises serão apresentados nesse capítulo, e será discutida as características das estruturas obtidas a partir das diferentes geometrias analisadas.

- Capítulo 7 - Por fim, serão discutidos os resultados obtidos ao longo do trabalho, selecionando a estrutura ideal para o problema analisado e serão apresentadas sugestões de trabalho futuro.

2 Mecanismos Biestáveis

2.1 Introdução

Uma estrutura é considerada biestável quando consegue transitar entre duas configurações diferentes de equilíbrio estável através da aplicação de uma força. Através dessa variação na sua geometria, os mecanismos biestáveis são aplicados para as mais diversas tarefas, desde dispositivos de alta precisão e pequena escala aplicados na indústria aeroespacial por exemplo na Figura 1.5, até aplicações de baixo custo como um *switch* mecânico como na Figura 2.1.



2.1(a): Posição de equilíbrio inicial.

2.1(b): Posição de equilíbrio atuado.

Figura 2.1: *Switch* mecânico impresso em 3D[7].

Para toda estrutura, existe uma relação linear entre a força aplicada e o seu deslocamento resultante durante o seu regime elástico. Isso se deve ao fato, de para pequenas deformações, essas estruturas apresentarem um comportamento de acordo com a Lei de Hooke [20], principalmente se tratando de pequenos deslocamentos.

Os mecanismos biestáveis por sua vez, se utilizam de estruturas flexíveis, como vigas muito esbeltas, para conseguir atingir grandes deslocamentos sem ocorrer a ruptura. Isso se torna possível justamente pelo fato desses mecanismos utilizarem o recurso da flambagem permitindo realizar tarefas que exigem grandes deslocamentos. Dessa forma, essas estruturas apresentam uma relação não linear entre a força aplicada e o seu deslocamento, sendo necessário utilizar a teoria de grandes deformações. A Figura 2.1 apresenta essa propriedade de um mecanismo biestável de transitar de um estado de equilíbrio para o outro.

Na Figura 2.1 é possível visualizar os pontos de equilíbrio desse mecanismo. Na Figura 2.1(a), o mecanismo se encontra no seu primeiro estado de equilíbrio estável, onde não necessita de nenhuma força externa para permanecer. Caso seja aplicada uma força, como indicado pelo dedo da pessoa, o mecanismo se desloca até atingir uma força crítica, onde o mesmo entra em uma região instável do sistema, transitando rapidamente até a sua segunda posição de equilíbrio, que se encontra na Figura 2.1(b). O que ocorre na prática é que as estruturas flexíveis apresentam um comportamento caracterizado pelo fenômeno da flambagem chamado de *snap-through*, onde ela sai de um ponto de equilíbrio a partir da aplicação de uma força, atinge um ponto crítico onde a estrutura se torna instável, e assim transita até o próximo ponto de equilíbrio estável.

2.2 Estruturas Flexíveis

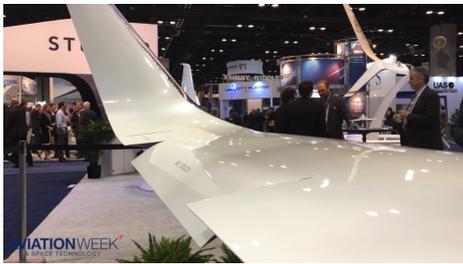
Qualquer estrutura que flete para realizar alguma tarefa, é considerada uma estrutura ou um mecanismo flexível. Na grande maioria das situações, as pessoas utilizam-se estruturas rígidas conectadas por dobradiças para realizar movimentos, enquanto na natureza observa-se justamente o contrário. Na natureza, a grande maioria dos movimentos são realizados por estruturas flexíveis ao invés de rígidas, incentivando o homem a querer estudar e entender melhor como esses mecanismos funcionam.

Na história da humanidade, algumas das primeiras máquinas desenvolvidas pelos homens eram mecanismos flexíveis, justamente por surgir a partir da observação da natureza. Um exemplo clássico é o arco e flecha, que era composto por madeira e uma corda, e utilizava-se da flexibilidade dos seus membros para armazenar energia para o lançamento da flecha. Até mesmo as primeiras aeronaves, como o avião construído pelo Santos-Dumont [21] o *Demoiselle*, apresentado na Figura 2.2, se utilizavam da deformação da asa para realizar o controle da mesma.



Figura 2.2: Aeronave Demoiselle de Santos-Dumont [8].

A utilização de mecanismos flexíveis permite a redução do número de componentes de uma estrutura, possivelmente implicando em uma grande redução no custo da produção, no desgaste dos componentes e sugere uma potencial melhora no desempenho da estrutura como um todo. Entretanto um grande ponto negativo, é a complexidade presente no projeto desses mecanismos. Assim como ocorreu ao longo da história, os primeiros componentes que se utilizavam da flexibilidade como a aeronave do Santos-Dumont, foram substituídos por componentes rígidos conectados por uma dobradiça, sendo esses mais simples de serem projetados e construídos. A asa que se deformava através de cabos de aço para ter controle de rolagem, como ocorria na Demoiselle por exemplo, foi substituída por uma asa rígida com uma superfície de controle chamada aileron.



2.3(a): Asa flexível. [22]



2.3(b): Asa rígida. [23]

Figura 2.3: Comparação entre uma asa rígida e uma flexível.

Ainda sim, com o avanço dos estudos na área de mecanismos flexíveis, com o surgimento de novos materiais, novas formas de manufatura e com o avanço da tecnologia computacional, estruturas com mecanismos flexíveis estão se tornando cada vez mais comuns, principalmente na composição de mecanismos biestáveis.

2.3 Fundamentos

Um conceito fundamental para a compreensão de uma estrutura flexível utilizada nos mecanismos biestáveis, é a diferença existente entre rigidez e resistência. A rigidez pode ser definida como a relação entre tensão e deformação elástica, ela se refere a dificuldade que a estrutura oferece às deformações elásticas, ou seja, o quanto a estrutura resiste à deflexão. Já a resistência é justamente a capacidade de suportar a um esforço sem vir a falha. Portanto, é possível que uma estrutura seja ao mesmo tempo flexível e resistente.

A flexibilidade de uma estrutura pode vir de principalmente de três fontes diferentes. A primeira é a flexibilidade resultante das propriedades do material

que compõe a própria estrutura, sendo essa medida através do Módulo de Young (ou Módulo de Elasticidade) do material. Como pode ser visto na Figura 2.4, apesar das três vigas possuírem mesmas dimensões e sofrerem o mesmo carregamento, a que é composta de aço possui uma menor deflexão, enquanto a de polipropileno deflete mais, sendo essa mais flexível.

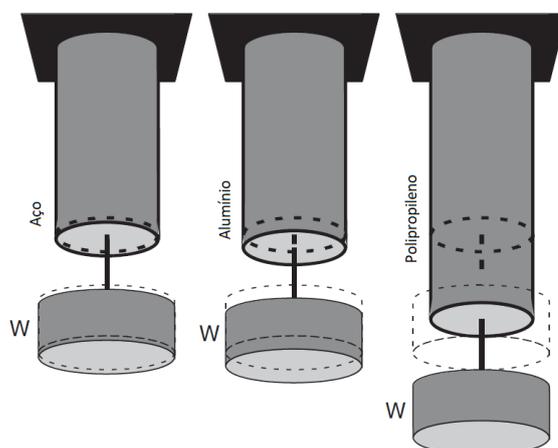


Figura 2.4: Estruturas de diferentes materiais sob o mesmo carregamento [2].

Outra possível fonte de flexibilidade surge da geometria da estrutura. Um exemplo é a diferença na deformação existente caso a mesma força seja aplicada em duas vigas de aço com diâmetros diferentes. A viga com menor diâmetro certamente irá defletir mais do que a com maior diâmetro, como pode ser visto na Figura 2.5.

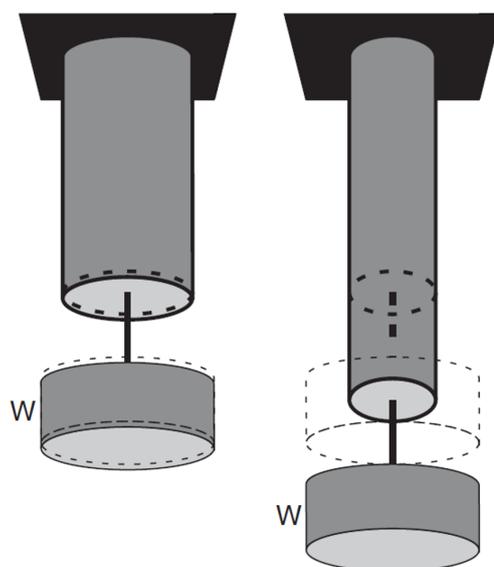


Figura 2.5: Estruturas de mesmo material e diâmetros diferentes sob o mesmo carregamento [2].

E por fim tem-se a flexibilidade proveniente das diferentes condições de contorno e aplicações de carga. Uma viga em balanço irá defletir mais do que uma viga bi-engastada por exemplo, mesmo com ambas possuindo a mesma geometria, o mesmo material e o mesmo carregamento. A Figura 2.6, compara vigas em diferentes situações, sendo a primeira engastada em uma extremidade com um carregamento longitudinal na extremidade, a segunda em balanço com o carregamento transversal na extremidade livre, e a terceira bi-engastada com um carregamento transversal no centro.

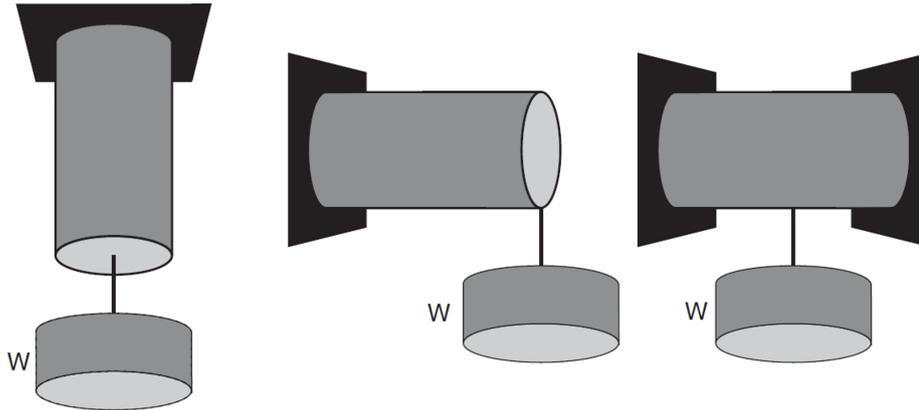


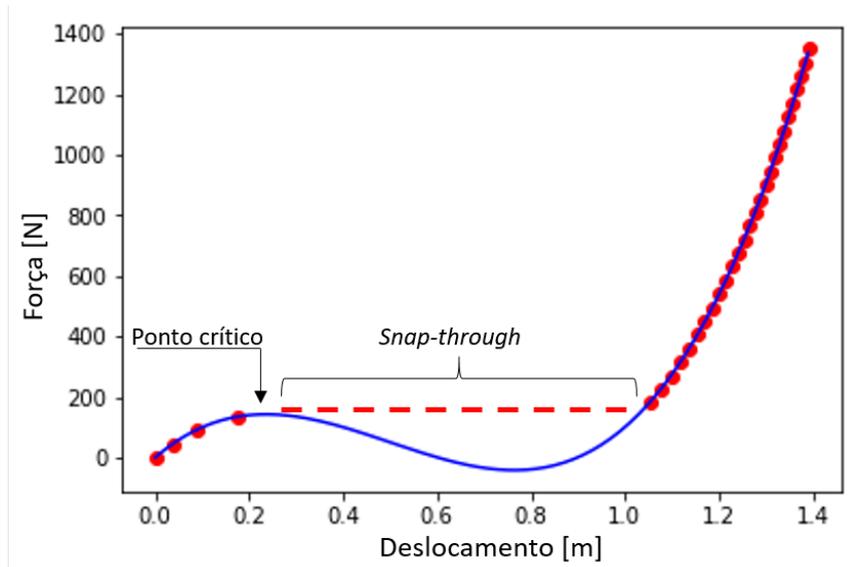
Figura 2.6: Estruturas de mesmo material e diâmetros sob o mesmo carregamento em diferentes situações de suporte [2].

2.4

Snap-Through

Os componentes flexíveis dos mecanismos biestáveis são responsáveis por conferir grandes deslocamentos à estrutura principal, sem que a mesma venha a romper. Isso ocorre devido à flambagem da estrutura flexível, sendo a mesma dependente do modo como a estrutura é carregada e de suas propriedades geométricas e materiais. A transição de um ponto de equilíbrio da estrutura biestável para o outro ocorre justamente a partir do surgimento da instabilidade gerada a partir de um ponto limite (instabilidade por *snap-through*). A instabilidade por *snap-through* ocorre quando a carga crítica é alcançada e mantida sobre a estrutura, dessa forma a estrutura se deforma e entra em colapso instantaneamente até atingir um novo ponto de equilíbrio. Ele pode ser melhor observado através da Figura 2.7 .

Na Figura acima, a curva azul representa uma solução analítica para uma estrutura biestável simples, enquanto os pontos vermelhos representam a solução numérica não linear sem controle de *step* de carga, sendo possível visualizar o fenômeno de interesse. Como podemos ver, apesar desses três pontos possuírem força resultante nula, apenas dois podem ser considerados

Figura 2.7: Fenômeno de *Snap-through*.

estáveis, ou seja, na prática, o mecanismo só consegue ficar em repouso em 2 desses pontos, sendo eles os de deslocamento $u = 0m$ e $u = 0,9m$. Isso ocorre pois, para o ponto de equilíbrio existente no deslocamento $u = 0,5m$ a derivada da curva força x deslocamento é negativa, caracterizando que nessa região o mecanismo apresenta um comportamento instável, onde qualquer aplicação de força por menor que seja, fará com que ele venha a divergir da posição em que se encontra até atingir uma das outras 2 posições de equilíbrio estável. Na prática ao manter a força crítica aplicada a estrutura da um "salto" de deslocamento de aproximadamente $0,2m$ pra $1,1m$, liberando ou absorvendo energia dependendo do sentido do processo. Esse comportamento é fundamental para o funcionamento dos mecanismos biestáveis e, caso seja de interesse conseguir capturar todos os pontos da curva força x deslocamento na análise numérica não linear, é fundamental utilizar algoritmos de controle do *step* de carregamento.

3 Método dos Elementos Finitos

3.1 Introdução

A necessidade da solução para equações diferenciais que são muito difíceis, ou muito grandes para serem resolvidas analiticamente, aliado com o avanço da computação digital fomentou o desenvolvimento de diferentes métodos numéricos computacionais para a obtenção de soluções suficientemente aproximadas dessas equações.

Em um problema complexo de análise estrutural, como o presente neste trabalho, o método de elementos finitos permite discretizar a geometria analisada em pequenos elementos, compostos por nós, permitindo realizar computacionalmente, os cálculos de tensão e deformação para geometrias complexas. Essa divisão do domínio em pequenos elementos é chamada de malha, sendo normalmente utilizados elementos triangulares ou quadriláteros. O elemento finito tem uma função de interpolação ao longo do seu domínio, que pode ser linear, quadrática ou de outra ordem qualquer. Vale ressaltar que quanto maior a ordem da interpolação, melhor é a qualidade do resultado obtido para um mesmo número de elementos. Na Figura 3.1 está apresentada uma malha quadrilateral gerada para discretização de uma geometria utilizando o software *MTOOL*.

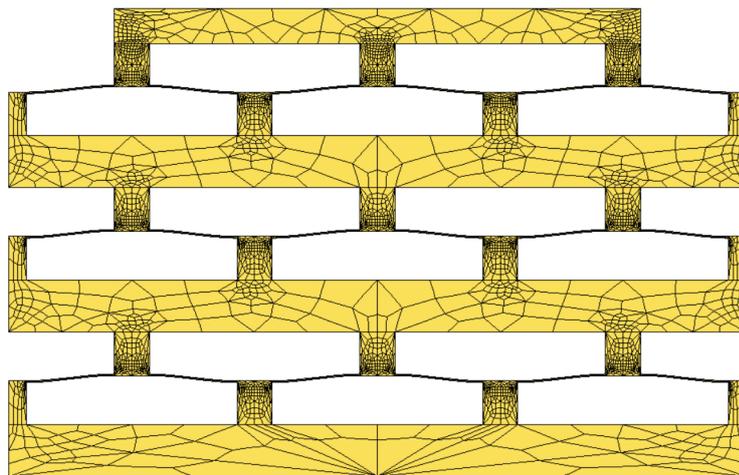


Figura 3.1: Exemplo de malha gerada para complexa utilizando *MTOOL*.

No caso da Figura 3.1, a estrutura se encontra discretizada por elementos 2D que são quadriláteros do tipo Q8, possuindo um total de 8 nós por elemento

visto que nesse caso a função de interpolação é quadrática. Cada nó representa um ponto do domínio aonde o problema é avaliado, e sempre pertencem a um ou mais elementos. Aplicando as condições de contorno, como restrições de deslocamento e aplicação de força por exemplo, é possível solucionar para cada nó, e conseqüentemente solucionar globalmente, a equação diferencial que descreve o problema desejado.

3.2

Solução de problema não linear

Como os mecanismos biestáveis são estruturas com um comportamento não linear, é necessário possuir um conhecimento sobre o que seria um comportamento esperado de uma estrutura não linear, e como realizar uma análise de força e deslocamento da mesma. Como é conhecida, a Lei de Hooke [20] é a equação que descreve a relação entre tensão e deformação de uma estrutura para o regime elástico considerando pequenos deslocamentos, sendo nesse caso uma relação linear entre a força e o deslocamento. Entretanto, ao se variar o material da estrutura, ou a sua geometria, é possível se obter mecanismos que o seu comportamento não seja de acordo com a Lei de Hooke, e portanto, sendo considerado não linear.

Um mecanismo simples [9] que ilustra uma estrutura com comportamento não linear é o caso de uma estrutura composta por duas treliças e uma mola como pode ser visto na Figura 3.2.

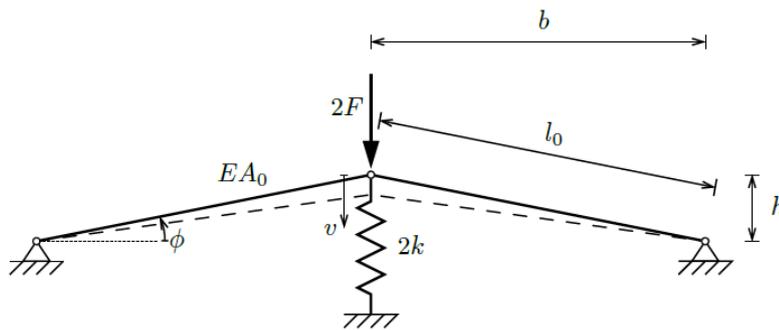


Figura 3.2: Exemplo de estrutura com comportamento não linear [9].

Na Figura 3.2, A_0 é a área da seção transversal da treliça, E é o módulo de Young, $2k$ é a rigidez da mola, l_0 é o comprimento inicial da treliça em repouso, v é o deslocamento e F é a força externa aplicada. Para solucionar esse problema, é necessário que a força interna e externa se equilibrem, como descrito na seguinte equação:

$$F_{ext} - F_{int} = 0 \quad (3-1)$$

Onde temos que a força interna é descrita pela seguinte expressão (3-2). Nela, A é a área da seção no estado original (sendo $A = A_0$ pois a variação de área é desprezível), σ é a tensão axial das barras ($\sigma = E\epsilon$), F_s é a metade da força atuante na mola (utilizando a simetria do problema $F_s = -kv$).

$$F_{int}(v) = -A\sigma \sin \phi - F_s = -EA_0 \sin \phi \frac{l - l_0}{l_0} + kv \quad (3-2)$$

É possível solucionar a expressão 3-1 na sua forma diferencial qual pode ser obtida utilizando a expansão por série de Taylor de segundo grau 3-3, onde i é o número da iteração. A solução para esse problema pode ser facilmente obtida de modo iterativo utilizando o método Newton-Raphson [9].

$$F_{ext}^{t+\Delta t} = F_{int}(v_i) + \frac{dF_{int}}{dv} dv + \frac{1}{2} \frac{d^2 F_{int}}{dv^2} dv^2 \quad (3-3)$$

Como pode ser visto na Figura , a relação entre tensão e deslocamento do mecanismo assume comportamentos diferentes para cada valor de rigidez da mola, sendo todos eles não lineares.

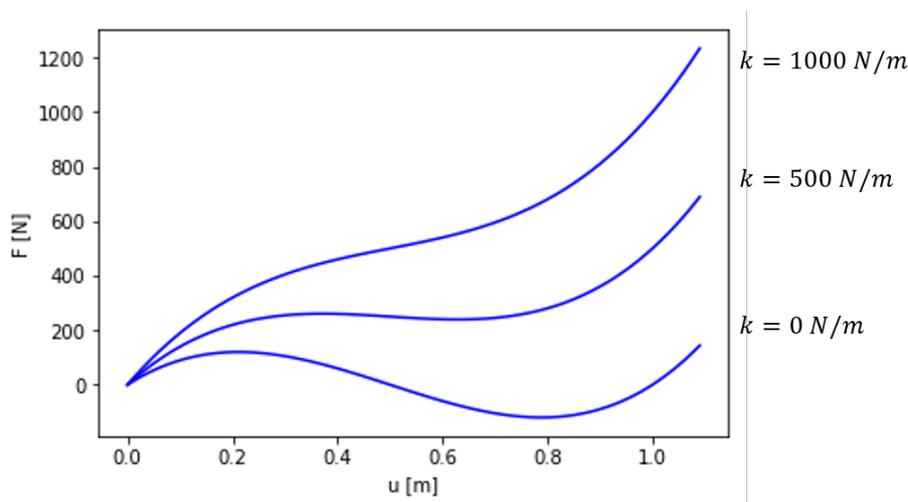


Figura 3.3: Exemplo de estrutura com comportamento não linear.

3.3

Análise não linear com Método de Elementos Finitos

Visando realizar a análise não linear com o Método de Elementos Finitos do mecanismo biestável será utilizado o método de Deslocamento Generalizado através de uma análise iterativa incremental. Apesar de se tratar de uma análise estática, e portanto, invariante no tempo, para realizar a solução do problema serão realizadas diversas iterações com um incremento de carga na estrutura o que implica na utilização do conceito de "tempo" na formulação do problema. Vale ressaltar que também será necessário aplicar um controle para o incremento de carga visto que o problema de mecanismos biestável possui

uma região de instabilidade, o que torna o problema sensível ao incremento de carga.

Essas análises foram realizadas utilizando o programa *MTOOL* foi desenvolvido pelo instituto Tecgraf da Puc-rio em parceria com a Petrobrás. Esse programa visa realizar todo o processamento de uma análise de Elementos Finitos, como gerar a malha, definir o material da estrutura, definir os suportes e também os carregamentos atuantes. Nele é definido também o tipo de método que será utilizado para a análise não linear de Elementos Finitos, a ser calculado pelo programa *FEMOOP*. Para esse trabalho, foi utilizado o método de Deslocamento Generalizado.

4

Apresentação do problema

4.1

Introdução

A indústria aeroespacial sempre teve como objetivo o desenvolvimento de aeronaves cada vez mais eficientes, em um cenário onde o uso de recursos e investimentos restritos são prioridades. Diversas conquistas da engenharia foram feitas nos últimos anos por meio do desenvolvimento de novos materiais, aprimoramento no desempenho dos motores e melhor eficiência aerodinâmica. O uso de mecanismos biestáveis permite desenvolver estruturas flexíveis evitando a fricção de partes mecânicas, reduzindo assim o desgaste dos componentes sem perder sua confiabilidade e precisão. No âmbito aeronáutico, a aplicação desses sistemas possibilita, por exemplo, otimizar o desempenho da aeronave para diferentes etapas do voo através da mudança de suas características geométricas [11; 5], enquanto no âmbito espacial, buscam utilizar esse tipo de estrutura para realizar atividades de lançamento com maior precisão, através da redução do tempo de atraso na resposta quando comparado com outros mecanismos[3].

Popularmente conhecidos como drones, os VANT's estão sendo cada vez mais utilizados para as mais diversas aplicações: como inspeção de segurança em ambiente hostil e de difícil acesso, mapeamento aéreo para agricultura e topografia, além de transporte de cargas como medicamentos para regiões isoladas. Em especial para a entrega e transporte de cargas [24], como visto na Figura 4.1, é interessante possuir mecanismos que auxiliem na tarefa que sejam leves, e não consumam muita energia do mesmo.



Figura 4.1: Drone para entrega de produtos da empresa Norte Americana UPS.[10]

Este trabalho propõe a aplicação de mecanismos Biestáveis para o desenvolvimento de sistema lançamento para entregas realizadas tanto por aeronaves não tripuladas quanto por drones. Além disso, também busca-se utilizar as propriedades de absorção de energia de mecanismos biestáveis [14; 15; 16], para a absorção do impacto das caixas quando entregues para os destinatários.

4.2

Mecanismo de Lançamento

Nos drones de entrega e transporte de carga, os mecanismos mais comuns de lançamento são os servomotores ou até mesmo eletroímãs carregando diretamente a carga caso a mesma possua componentes metálicos, como podem ser vistos nas Figuras 4.2. Dentre os problemas encontrados nesses sistemas, o principal problema para o sistema que utiliza servomotores é o atraso existente entre o momento do comando e o momento em que o lançamento é efetivado, caso o mesmo seja realizado em movimento. Já para o sistema que utiliza o eletroímã, o maior problema é o consumo de bateria, visto que como o dispositivo tem que se manter ligado para suspender a carga, ao longo do voo, o seu consumo de bateria é significativo.



4.2(a): Servo-motor comercial.



4.2(b): Eletroímã comercial.

Figura 4.2: Mecanismos utilizados para lançamento de carga.

Como demonstrado por [3], através da utilização de um mecanismo biestável, é possível desenvolver um mecanismo de lançamento que supre as dificuldades encontradas pelos demais. Na Figura 4.3 está apresentado uma configuração que se utiliza de vigas esbeltas para realizar o deslocamento da estrutura central responsável por realizar o lançamento.

O funcionamento do mecanismo consiste na fixação de uma caixa com a utilização de cordas, que ficarão amarradas na parte frontal do mecanismo

biestável. Através da utilização de um eletroímã, será fornecida uma força suficiente para que a estrutura atinja o seu ponto crítico de transição da região estável para a instável. Com utilização da energia proveniente da região de instabilidade da estrutura, o mecanismo será capaz de realizar uma força que cortará as cordas de fixação, liberando assim a carga em voo.

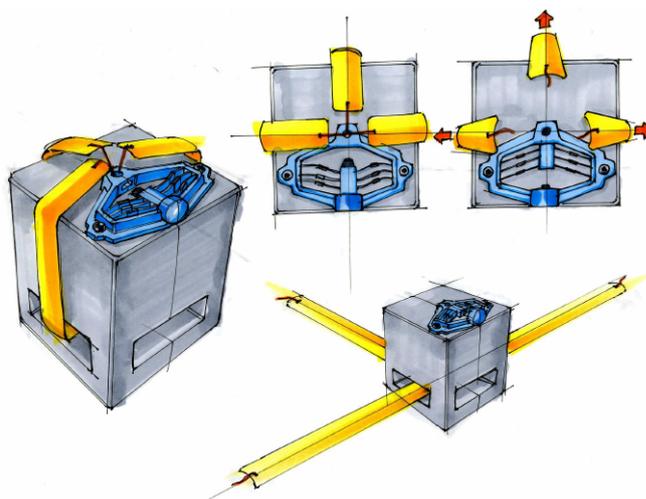
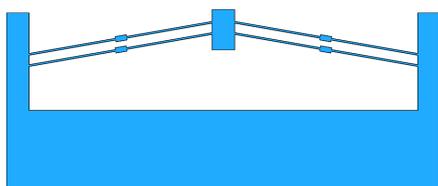
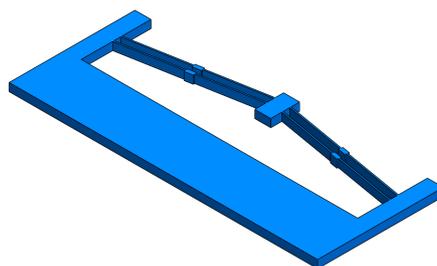


Figura 4.3: Ilustração do princípio de funcionamento do mecanismo de lançamento biestável. [3]

Nas Figuras 4.4(a) e 4.4(b) está apresentado uma configuração simples do mecanismo de lançamento apresentado que se utiliza de quatro vigas esbeltas para realizar o deslocamento da estrutura central responsável por realizar o lançamento.



4.4(a): Vista superior.



4.4(b): Vista isométrica.

Figura 4.4: Mecanismos proposto para lançamento de carga.

Nas Figuras 4.5(a) e 4.5(b) é possível visualizar respectivamente a posição de equilíbrio em que o mecanismo fica antes e depois de realizar o lançamento. É válido ressaltar que antes da missão de voo, é necessário posicionar o mecanismo de volta na posição inicial. Nesse mecanismo a força necessária para realizar o lançamento varia de acordo com o número de vigas utilizadas

em cada lado, e também de acordo com o comprimento da seção de maior espessura ao centro das vigas. Portanto nesse trabalho serão realizadas análises para comparar as diferentes geometrias e os seus benefícios para o lançamento da carga.



4.5(a): Posição de equilíbrio antes do lançamento.

4.5(b): Posição de equilíbrio após o lançamento.

Figura 4.5: Posições de equilíbrio do mecanismo de lançamento.

Visando realizar a análise estática não linear do mecanismo, é necessário definir as condições de contorno do problema. No caso do sistema de lançamento a base do mecanismo encontra-se engastada, e a força para baixo é aplicada uniformemente na estrutura central. Essas condições podem ser visualizadas na Figura 4.6.

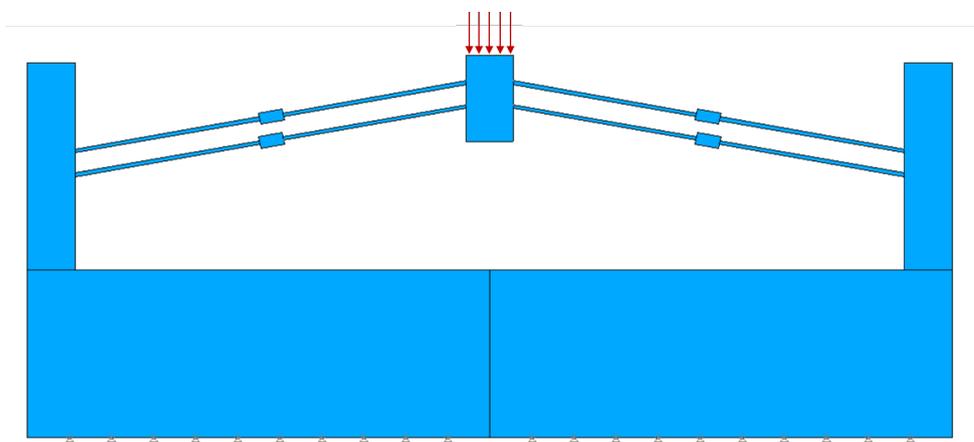


Figura 4.6: Condições de contorno para o mecanismo de lançamento.

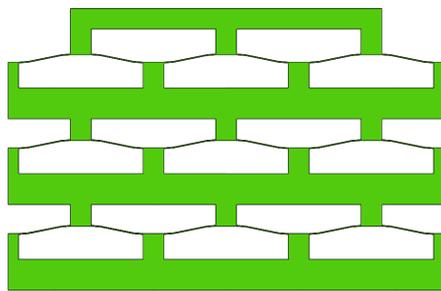
4.3

Mecanismo de absorção de energia

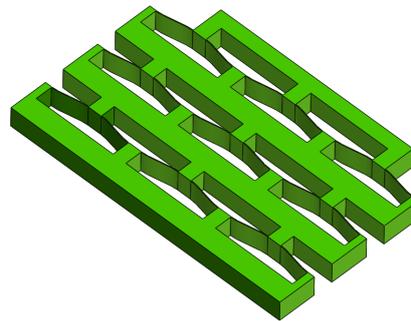
Os mecanismos biestáveis com o objetivo de absorver energia, possuem como principal benefício o fato de serem reutilizáveis. Ao realizar o lançamento da carga, a mesma cai de uma altura considerável, sendo desacelerada

comumente pela utilização de um paraquedas. Entretanto, dependendo da velocidade em que atinge o solo, ou até mesmo da estrutura do solo, a caixa e o produto podem vir a ser danificado, principalmente quando se trata de medicamentos ou bens de valor. Portanto, torna-se interessante a utilização desses mecanismos biestáveis para auxiliar na absorção de um impacto.

Nesse trabalho será analisada a estrutura apresentada na Figura 4.7, sendo a mesma apenas uma parte do sistema que realizará a absorção de energia. Vale ressaltar que a absorção de energia ocorre justamente pela transição da estrutura de um estado de equilíbrio estável para o outro.



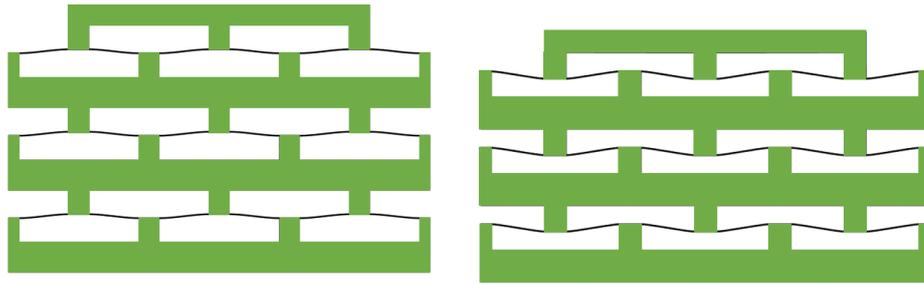
4.7(a): Vista frontal.



4.7(b): Vista isométrica.

Figura 4.7: Mecanismos proposto para absorção de energia.

Nas Figuras 4.8(b) e 4.8(a) é possível visualizar respectivamente a posição de equilíbrio em que o mecanismo fica antes de absorver a energia e depois de absorver a energia. Conforme a estrutura for absorvendo mais energia, as vigas de cada plataforma irão flambar, até que todas flambem e atinjam a segunda posição de equilíbrio. Para evitar um fator de aleatoriedade na ordem de flambagem das plataformas, foram impostas espessuras diferentes para vigas de cada "andar", sendo as mais finas as que irão flambar primeiro, e as mais grossas as que irão flambar por último. Após a utilização do mecanismo, é necessário reposicionar o mesmo na condição de equilíbrio inicial.



4.8(a): Posição de equilíbrio antes de absorver energia.

4.8(b): Posição de equilíbrio após a absorção de energia.

Figura 4.8: Posições de equilíbrio do mecanismo de absorção de energia.

As condições de contorno para análise estática não linear do mecanismo de absorção de energia são semelhantes às do mecanismo biestável de lançamento. Nesse caso do sistema de absorção possui a sua base também engastada, e a força para baixo é aplicada uniformemente na estrutura superior. Essas condições podem ser visualizadas na Figura 4.9.

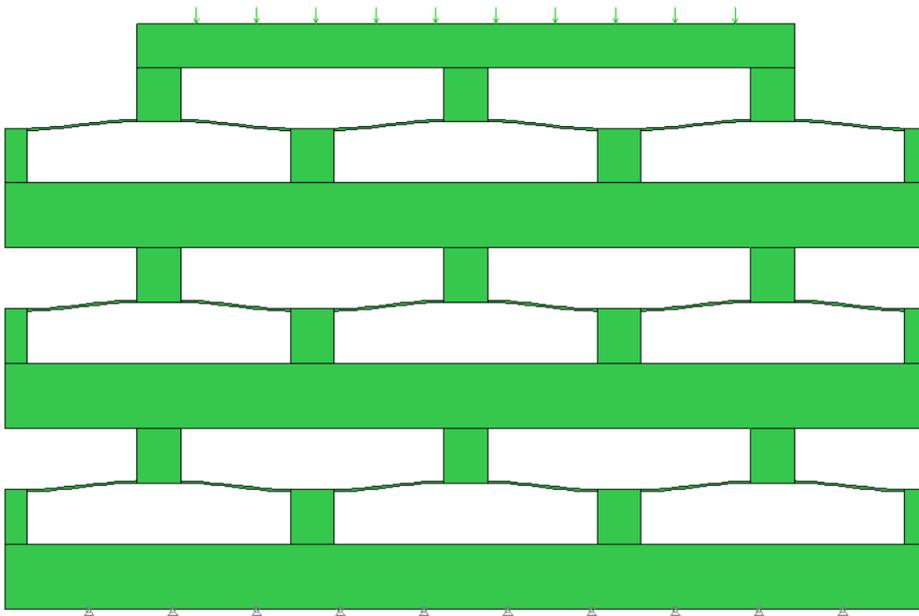


Figura 4.9: Condições de contorno para o mecanismo de absorção de energia.

5 Programas Computacionais

Visando utilizar o Método dos Elementos Finitos para a análise não linear dos mecanismos biestáveis, foi necessária a utilização de diferentes programas computacionais para gerar o modelo da geometria e realizar a análise em si. Para a modelagem do componente, foi utilizado o *software SolidWorks*, que é um programa CAD comercial. Para gerar a malha do modelo com as especificações desejadas, foi utilizado o programa MTOOL, programa de Elementos Finitos com interface gráfica desenvolvido pelo instituto Tecgraf da PUC-Rio em conjunto com a Petrobrás. Por fim, para efetivamente realizar a análise não linear com o método de Elementos Finitos, foi utilizado o FEMOOP, que é complementar ao MTOOL. Vale ressaltar que como o mecanismo consiste em uma superfície extrudada, foi realizada uma análise 2D do problema, visando reduzir o esforço computacional requerido.

5.1 *SolidWorks*

O *Solidworks* foi utilizado para gerar as geometrias em modelo CAD das Estruturas. Como pode ser visto na Figura 5.1, é necessário primeiramente realizar um esboço da vista superior do mecanismo. Nesse caso, visto que existe simetria em torno do eixo vertical, apenas metade do mecanismo foi desenhado.

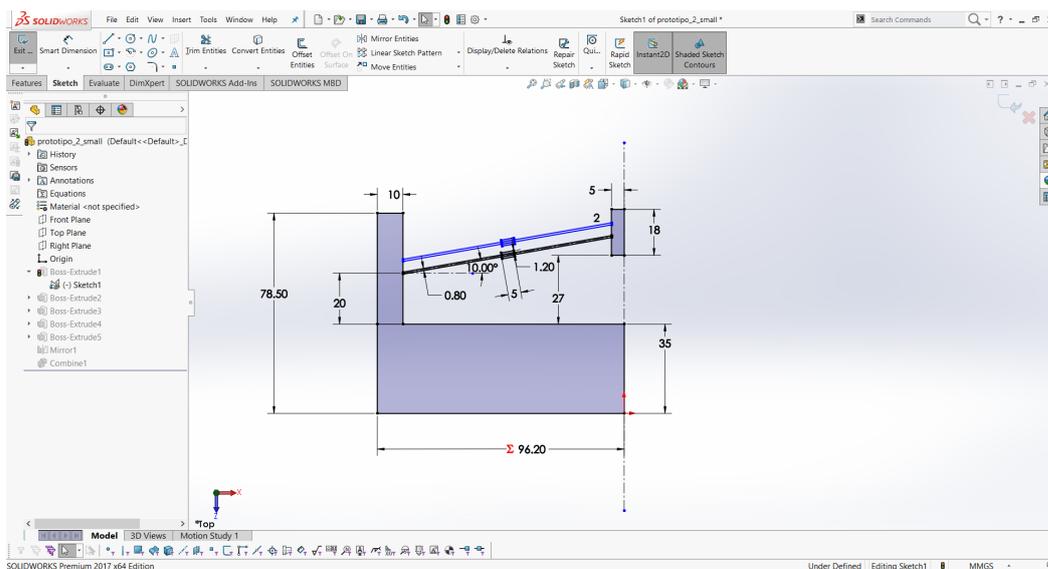
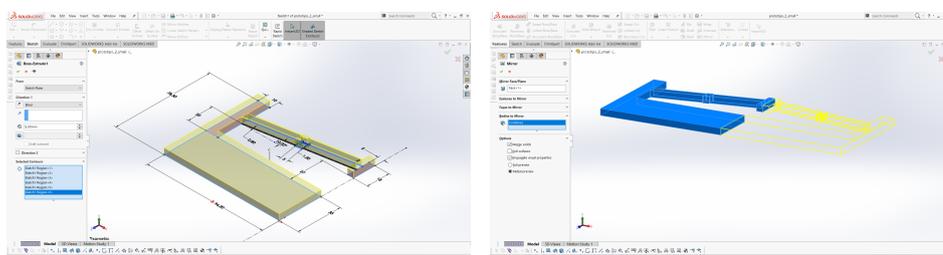


Figura 5.1: Esboço do mecanismo de lançamento realizado no *SolidWorks*.

Em seguida foi utilizado o recurso de Extrusão (Figura 5.2(a))para criar um corpo sólido. A espessura do corpo não importa para a análise de Elementos Finitos, visto que a mesma será realizada em 2D. Também foi utilizada o recurso de espelhar entidades (Figura 5.2(b)) permitindo alcançar a geometria final do mecanismo de lançamento que se encontra na Figura 5.3.



5.2(a): Recurso de extrusão.

5.2(b): Recurso de espelhar entidades.

Figura 5.2: Recursos utilizados para construir o mecanismo no CAD.

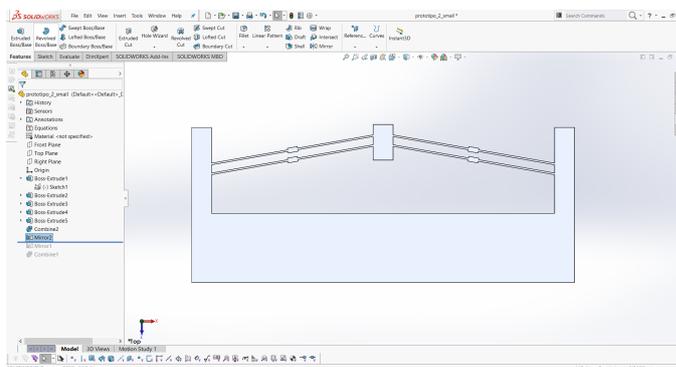


Figura 5.3: Geometria do mecanismo de lançamento.

Por fim, a fim de importar o mecanismo em CAD no programa MTOOL para gerar a malha da estrutura, é necessário salvar o arquivo no formato Dxf. No *SolidWorks* o arquivo pode ser salvo neste formato a partir da seleção da vista desejada, como pode ser visto na Figura 5.4.

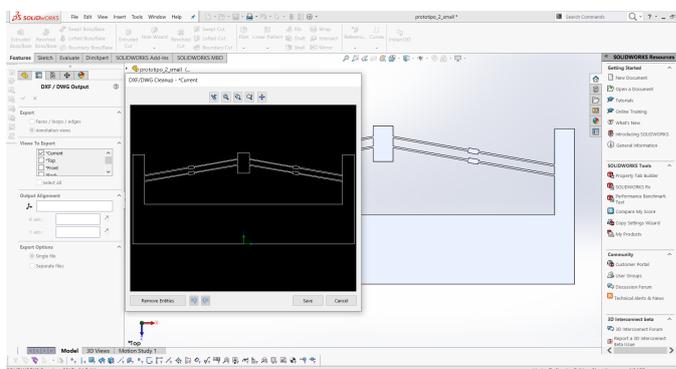


Figura 5.4: Exportando a geometria 2D desejada no formato Dxf.

5.2 MTOOL

O programa MTOOL visa realizar todo o processamento de uma análise de Elementos Finitos, como gerar a malha, definir o material da estrutura, definir os suportes e também os carregamentos atuantes. Ao importar o arquivo Dxf para o MTOOL, a estrutura do mecanismo de lançamento se encontra conforme a Figura 5.5.

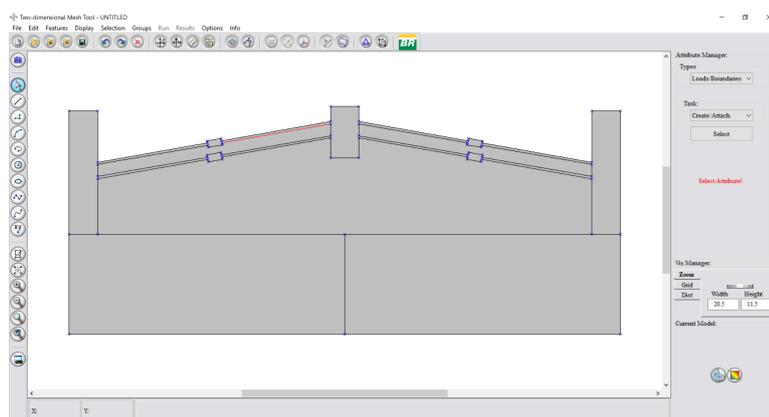


Figura 5.5: Importando a geometria 2D no formato Dxf no MTOOL.

É necessário definir primeiramente quais as regiões são efetivamente parte da estrutura. Utilizando o comando *face to hole* é possível selecionar aonde não deve ser aplicado material conforme na Figura 5.6. Em seguida, nas regiões onde tem material, é possível criar um material com o Módulo de Young e o Coeficiente de poisson desejados. Vale ressaltar que para todas as análises realizadas, o material utilizado possui Módulo de Young de $E = 200GPa$ e coeficiente de poisson $\nu = 0.33$, sendo semelhante as propriedades de um aço padrão. A criação do material está representada na Figura 5.7.

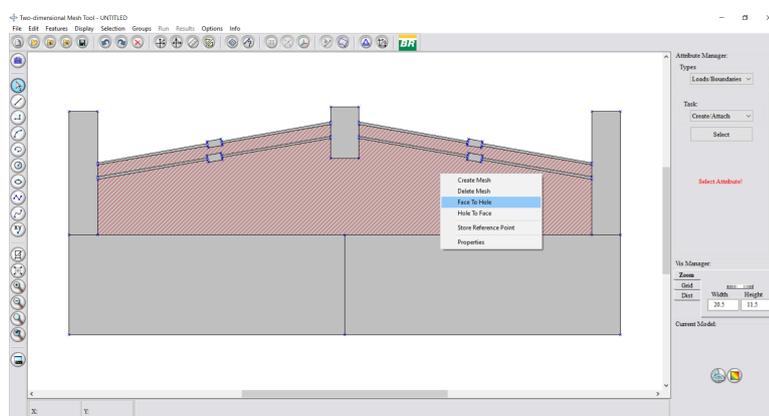


Figura 5.6: Definição das regiões vazias.

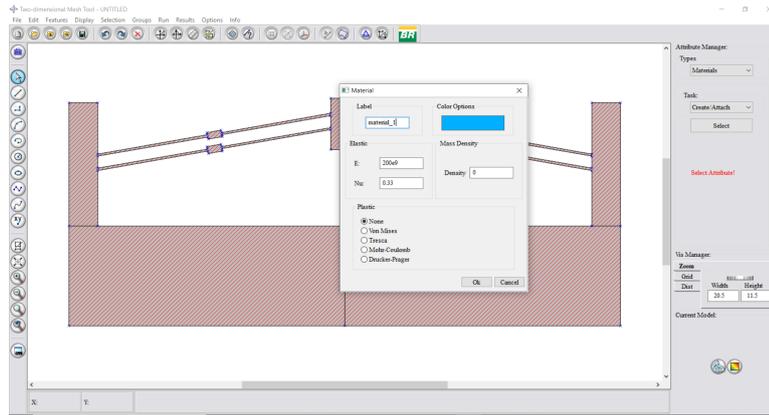


Figura 5.7: Definição do material.

Em seguida é necessário definir o tipo de elemento da malha, e gerar a mesma na estrutura. Como o problema em questão se trata de uma análise não linear que possui regiões de instabilidade, foi utilizada um elemento do tipo Q8 como pode ser visto na Figura 5.8, o mesmo é definido na aba de parâmetros globais. O elemento do tipo Q8 é um quadrilátero com interpolação quadrática e portanto 8 nós, sendo 4 nos vértices, e os outros 4 nos pontos médios das arestas.

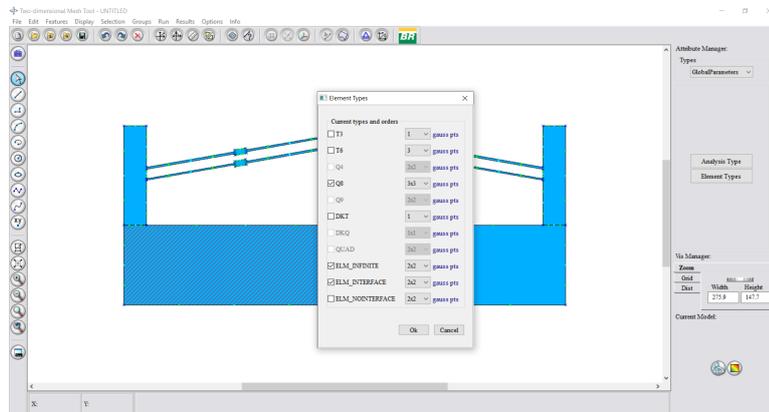


Figura 5.8: Definição do tipo de elemento da malha.

Como o elemento utilizado para a malha é quadrático, é também necessário definir as arestas do modelo como quadráticas, para que o programa subdivida as mesmas da forma correta. Como pode ser visto na Figura 5.9, é possível selecionar o número de subdivisões de cada linha, e visando um maior rendimento computacional, foi definido um maior número de subdivisões nas regiões de interesse do sistema, refinando mais a malha aonde ocorre a flambagem das vigas.

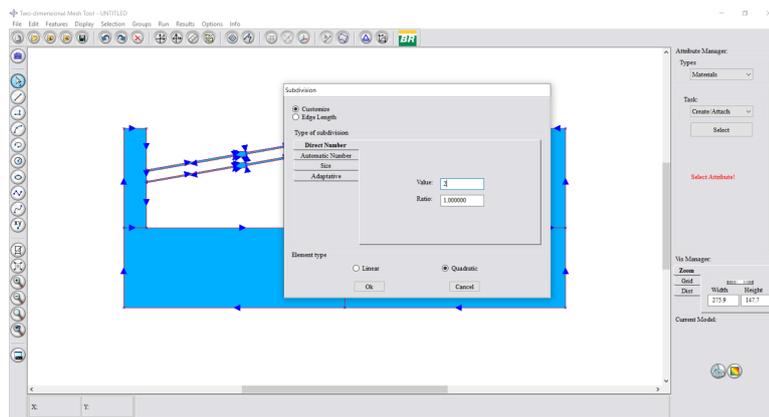


Figura 5.9: Definição da subdivisão das arestas do modelo.

A malha gerada foi a malha quadrática automática com um fator de refinamento padrão do programa. Como pode ser visto na Figura 5.10, as regiões de menor espessura possuem um refinamento maior, para conseguir capturar com maior precisão o fenômeno não linear da estrutura. A malha resultante para a análise da estrutura se encontra na Figura 5.11.

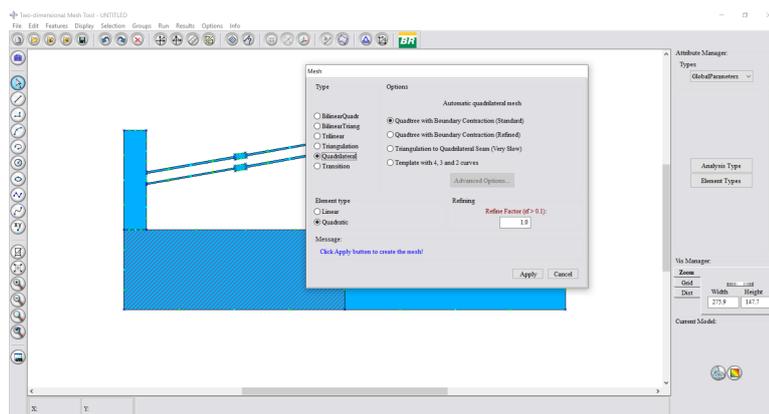


Figura 5.10: Definição da malha.

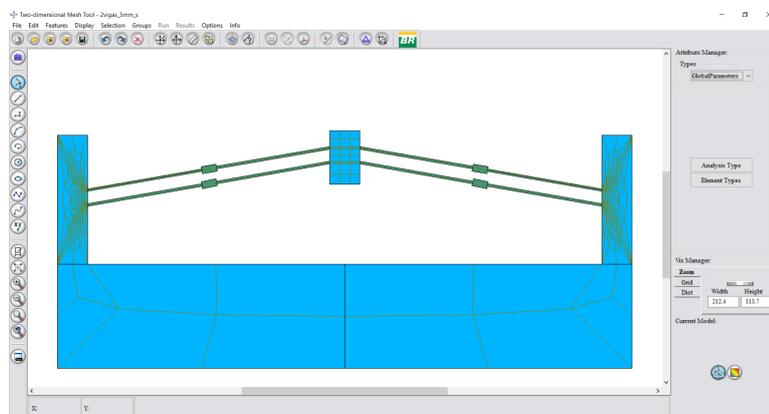


Figura 5.11: Malha resultante da estrutura de lançamento.

Para finalizar o pré processamento realizado no MTOOL, é necessário definir as condições do contorno do problema. Portanto serão definidos tanto o carregamento uniforme na estrutura central, como apresentado na Figura 5.12, quanto a condição de contorno de engaste na base do sistema de lançamento como apresentado na Figura 5.13.

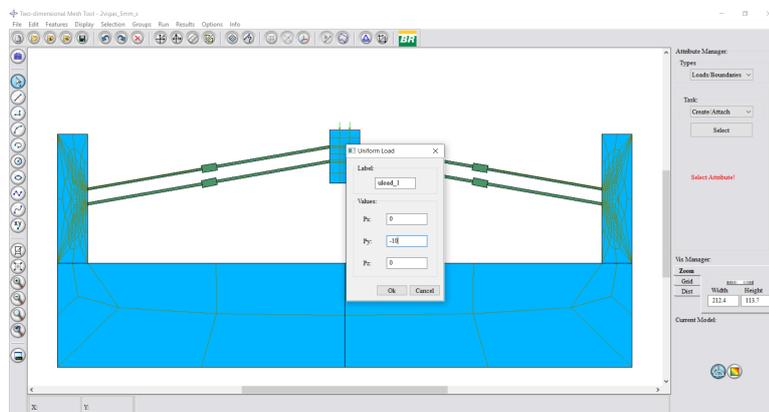


Figura 5.12: Definição do carregamento.

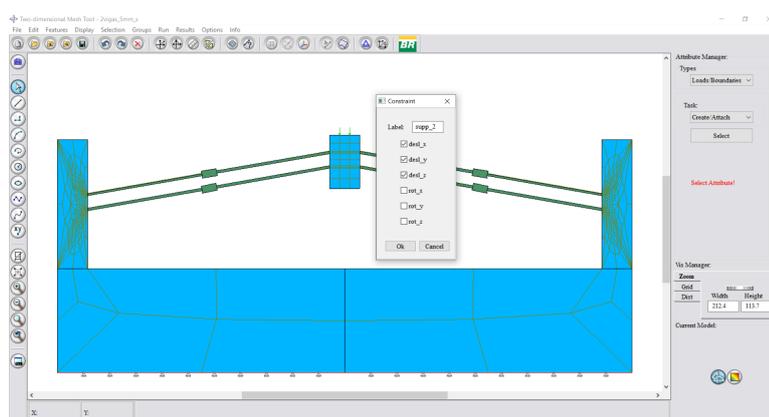


Figura 5.13: Definição do suporte.

Por fim, também é necessário definir o tipo de análise a ser realizada como sendo não linear, pelo método do Deslocamento Generalizado (*Generalized displacement*), na aba de parâmetros globais como apresentado na Figura 5.14. Vale ressaltar que o valor do carregamento deve estar proporcional de acordo com o valor estabelecido para o módulo de Elasticidade do material da estrutura. Após todas as definições, é possível exportar um arquivo no formato NF (*Neutral File*) que é reconhecido pelo programa Femoop.

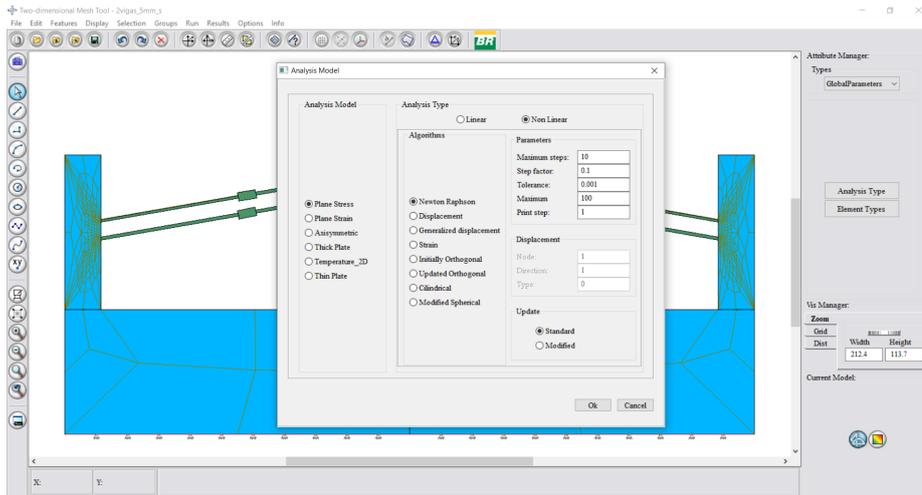


Figura 5.14: Definição do tipo de análise a ser realizada.

5.3 FEMOOP

O FEMOOP (Finite Element Method Object Oriented Program) [19], é um sistema computacional para análise numérica de estruturas, baseada no método dos elementos finitos, levando-se em consideração as não linearidades do problema que é capaz de carregar arquivos do tipo NF, identificando a malha da geometria e as suas condições de contorno. Como apresentado na Figura 5.15, o FEMOOP é utilizado diretamente pelo terminal do Computador lendo diretamente o arquivo NF.

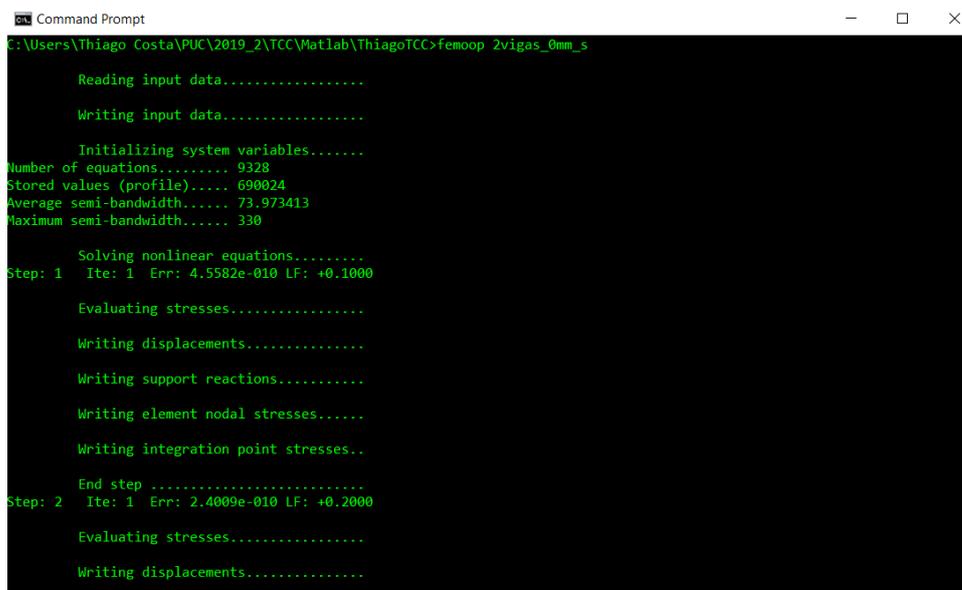


Figura 5.15: Utilização do programa FEMOOP para análise não linear.

Os parâmetros selecionados para o método *Generalized displacement* no MTOOL, são utilizados pelo FEMOOP. Dentre esses fatores estão o fator

número máximo de passos de carga (*steps*), número máximo de iteração para cada passo convergir, o valor de cada passo de carga, sendo esse passo um fator que multiplica o valor da carga aplicada em cada nó da estrutura. Por fim, é possível definir o fator de carga máximo, que ao ser atingido o problema para de ser analisado. Vale ressaltar que para cada tipo de estrutura e de carga, esses parâmetros são selecionados de modo a convergir para um resultado estável. Ao iniciar a análise, é possível acompanhar as iterações do incremento de carga, por fim é possível gerar as imagens do processo que são salvas a cada passo, como pode ser visto na Figura 5.16.

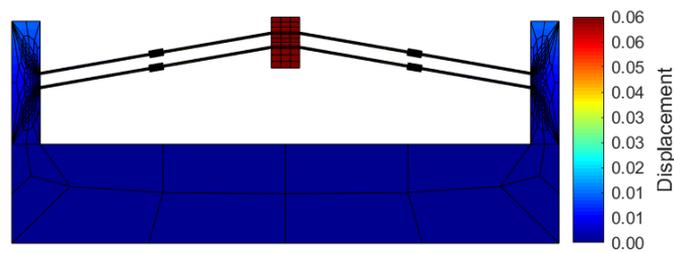


Figura 5.16: Exemplo da visualização da análise no programa MATLAB.

6

Resultados

Utilizando as malhas geradas pelo programa MTOOL, e análise não linear utilizando o Método dos Elementos Finitos no FEMOOP, foi possível realizar diversas análises acerca dos mecanismos biestáveis, tanto o de lançamento, quanto o de absorção de energia, sendo utilizado o MATLAB [25] para visualização dos resultados e pós processamento. Dessa forma, foram analisados os efeitos de alterações na sua geometria, e do efeito de possíveis imperfeições na manufatura da peça em busca de uma configuração mais adequada na utilização em um VANT com o objetivo de transportar e lançar uma determinada carga.

6.1

Análise do Mecanismo de Lançamento

Uma primeira configuração analisada do mecanismo de lançamento é a análise da estrutura mais simples, possuindo apenas 2 vigas esbeltas em cada lado da estrutura central, sem nenhuma seção mais espessa ao longo das vigas (comprimento de $0mm$). Essa configuração encontra-se Ilustrada na Figura 6.1.

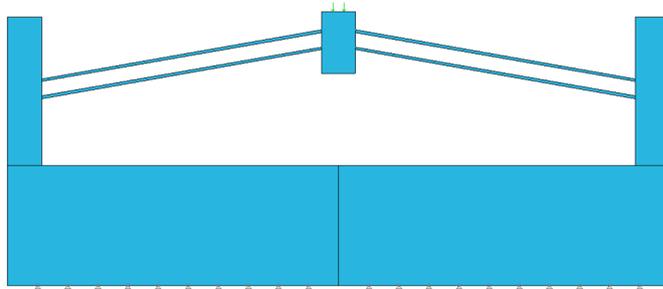


Figura 6.1: Configuração de sistema de lançamento inicial (2 vigas).

A partir da análise não linear, é possível capturar toda a curva de força x deslocamento dessa configuração, que se encontra apresentada na Figura 6.2. Como visto anteriormente, esse mecanismo possui as propriedades de biestabilidade, possuindo dois pontos de equilíbrio estável. Na Figura, também é possível visualizar os pontos de interesse que estão destacados, sendo esses pontos respectivamente: o ponto crítico onde o mecanismo entra na região instável; o ponto de equilíbrio instável; o segundo ponto crítico, que também representa a transição da região instável para a estável; o segundo

ponto de equilíbrio estável, onde o mecanismo assume a sua configuração pré lançamento.

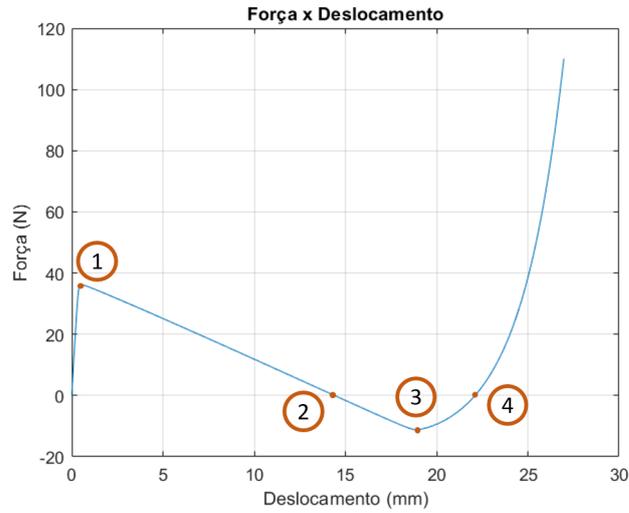
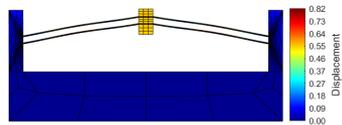
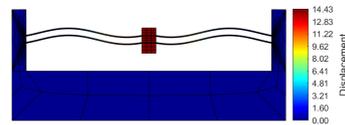


Figura 6.2: Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento inicial.

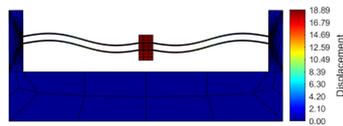
Os pontos destacados na Figura acima podem ser visualizados nas Figuras 6.3(a), 6.3(b), 6.3(c) e 6.3(d) respectivamente.



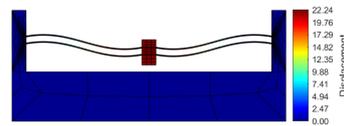
6.3(a): Ponto crítico P1.



6.3(b): Ponto de equilíbrio instável P2.



6.3(c): Ponto crítico P3.



6.3(d): Segundo ponto de equilíbrio estável P4.

Figura 6.3: Pontos de interesse da curva força x deslocamento do mecanismo de lançamento.

Como é possível observar pela curva força x deslocamento da Figura 6.2, a força necessária para sair do segundo ponto de equilíbrio estável para o primeiro (posição sem deslocamento) é bem menor do que o caminho contrário. Isso é fundamental para o funcionamento do mecanismo de lançamento, pois para acionar o mesmo em voo, será necessário uma força bem menor do que a força resultante que a estrutura vai realizar para cortar a corda e lançar o objeto.

6.1.1 Análise de variações geométricas

A curva de força x deslocamento se demonstrou fundamental para o projeto do mecanismo de lançamento, visto que permite relacionar a força necessária para o seu acionamento, e a força resultante no momento do lançamento. Entretanto essa curva, pode sofrer grandes alterações da amplitude de força de acordo com as características geométricas do mecanismo. Portanto foram analisadas diferentes configurações, variando tanto a quantidade de vigas esbeltas na estrutura, quanto o comprimento da seção de maior espessura das vigas, que aumenta a rigidez das mesmas.

Primeiramente serão analisados o impacto da variação do número de vigas do mecanismo, sendo nenhuma dessas configurações possuem uma região de maior espessura ao centro das vigas. Na Figura 6.4 se encontram as diferentes geometrias analisadas.

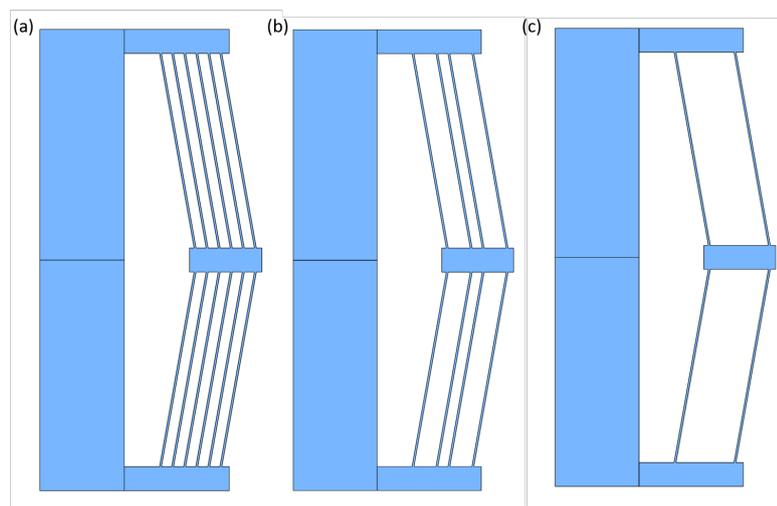


Figura 6.4: Diferentes configurações para o número de vigas em cada lado: (a) 6 vigas; (b) 4 vigas; (c) 2 vigas.

Como pode ser observado na Figura 6.5, quanto maior o número de vigas, maiores são as forças críticas de transição da estrutura, da região estável para a região instável. Esse resultado era esperado, visto que ao aumentar o número de vigas presentes, a rigidez do mecanismo como um todo aumenta, resultando em forças maiores para gerar um mesmo deslocamento. Entretanto, um fato interessante, é que a força necessária para realizar o lançamento aumenta muito menos do que a força resultante. Dessa forma, se torna muito mais vantajoso utilizar um mecanismo com uma maior quantidade de vigas, sem aumentar significativamente o seu peso.

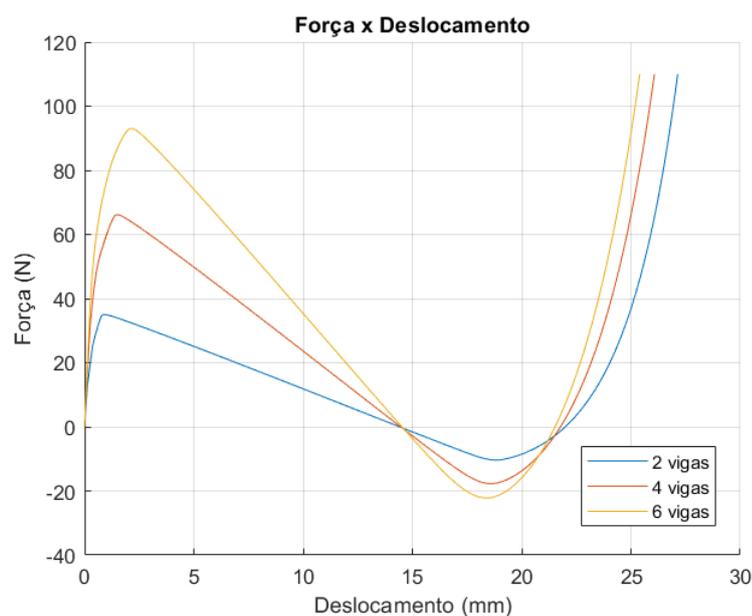


Figura 6.5: Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento com diferentes números de vigas em cada lado.

Outra característica geométrica que impacta diretamente na variação de forças do mecanismo de lançamento é o comprimento da seção central de maior espessura nas vigas esbeltas, sendo nesse caso todos os mecanismos com apenas 2 vigas de cada lado conforme a Figura 6.6. Essas seções de maior espessura atuam aumentando diretamente a rigidez de cada uma das vigas do mecanismo, e o resultado comparativo pode ser visto na Figura 6.7.

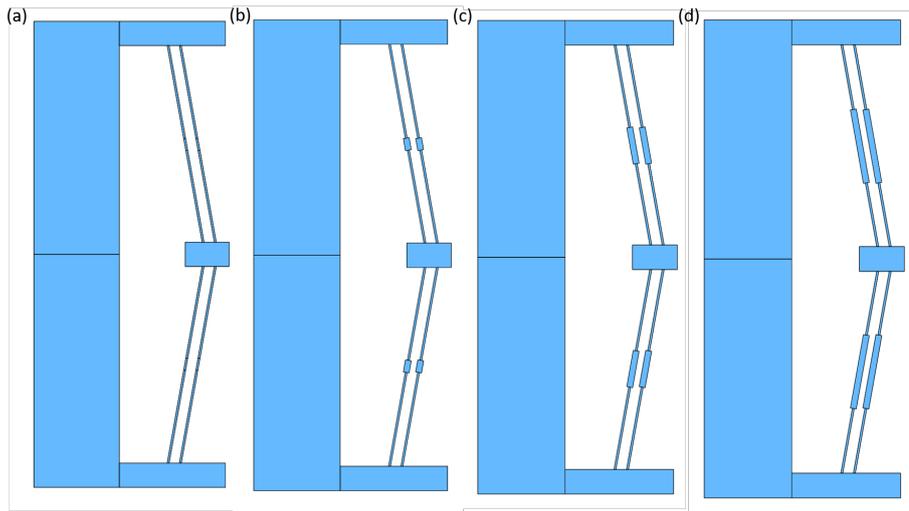


Figura 6.6: Diferentes configurações para comprimento da seção central de maior espessura: (a) $0mm$; (b) $5mm$; (c) $15mm$; (d) $30mm$.

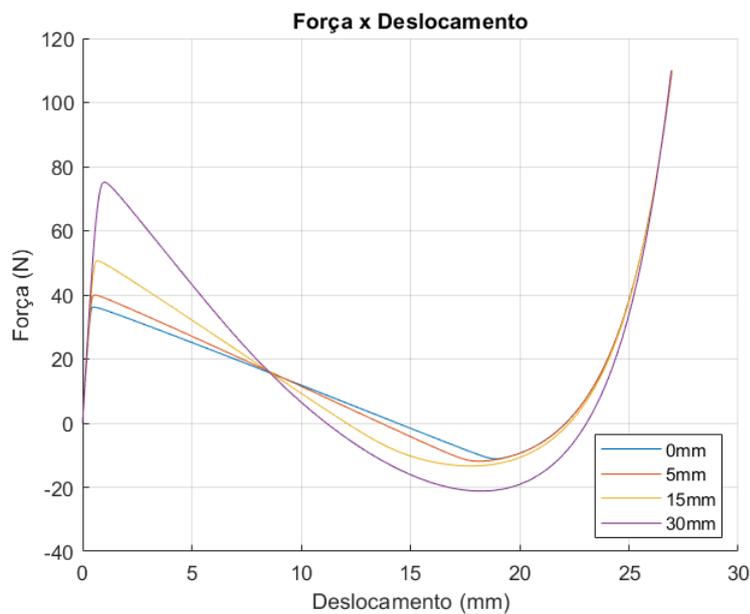


Figura 6.7: Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento com diferentes comprimentos de seção mais espessa.

Novamente, é possível visualizar que quanto maior a rigidez da estrutura como um todo, maior são as forças críticas de transição, e assim como no aumento do número de vigas, com o aumento do comprimento com seção mais espessa, o mecanismo tem um aumento mais elevado na força resultante do que na força requerida para o lançamento, indicando que a utilização de seções peças mais longas é vantajoso para o sistema de lançamento. Na Tabela 6.1, é possível visualizar o aumento das forças críticas de acordo com as variações

geométricas quando comparadas à versão inicial, sem seção espessa e com apenas 2 vigas de cada lado, comprovando os benefícios citados.

Tabela 6.1: Aumento das forças críticas de acordo com a variação geométrica.

	Aumento de Força Resultante		Aumento da Força para Lançamento	
	(N)	(%)	(N)	(%)
5 mm	3,77	10,48	0,73	6,57
15 mm	14,42	39,86	2,21	19,83
30 mm	38,98	107,76	10,04	90,08
4 vigas	29,96	82,82	6,58	59,06
6 vigas	56,88	157,23	11,05	99,16

6.1.2

Análise de imperfeição

Por se tratar de um mecanismo biestável onde existem regiões de instabilidade, é fundamental realizar uma análise tentando simular imperfeições no modelo, visto que tanto através da usinagem, quanto da manufatura aditiva, a estrutura real sempre vai possuir imperfeições atreladas à si. Portanto, foram introduzidas imperfeições no sistema a partir da alteração do posicionamento dos nós provindo do MTOOL. Essa imperfeição foi introduzida a partir da adição de um vetor aleatório de distribuição uniforme, de ordem de grandeza de $0,001mm$ que foi adicionado à posição dos nós da estrutura, fazendo com que os mesmos não estivessem perfeitamente alinhados. Vale ressaltar, que essa variação da posição tem que respeitar o tamanho mínimo dos elementos, para que não ocorra um possível cruzamento dos nós de elementos vizinhos.

A partir da análise da estrutura do sistema de lançamento com 2 vigas esbeltas de cada lado e uma seção espessa de comprimento $5mm$ foi possível obter o resultado que se encontra na Figura 6.8. Nela é possível observar que ocorre um fenômeno conhecido como bifurcação, onde a estrutura ruidosa atravessou a região de instabilidade por um caminho diferente da estrutura original.

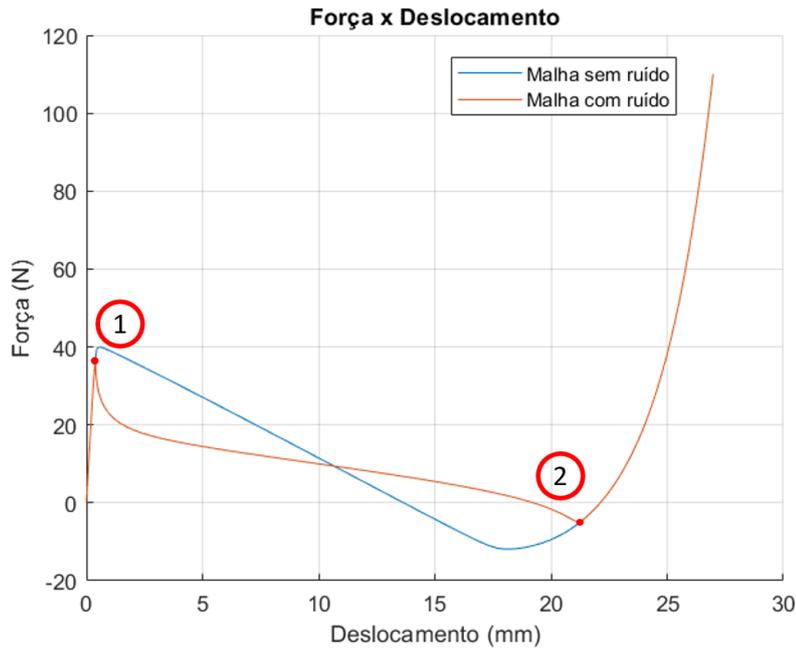
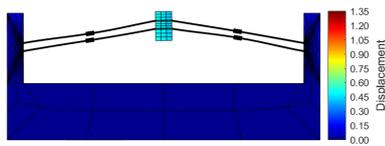
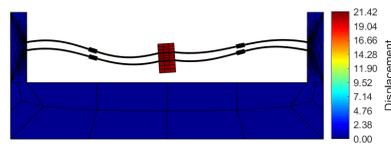


Figura 6.8: Curva de força x deslocamento do mecanismo de lançamento com adição de ruído.

Os pontos 1 e 2 na Figura 6.8, representam pontos de bifurcação da solução numérica para essa estrutura. Isso indica, que dependendo das imperfeições da geometria, as vigas podem não flambar de forma simétrica, mas sim de forma assimétrica como na Figura 6.9. Nela podemos ver os pontos 1 e 2, quando ocorre essa bifurcação.



6.9(a): Ponto crítico P1.



6.9(b): Ponto crítico P2.

Figura 6.9: Pontos de interesse da bifurcação.

É interessante notar, que quando esse fenômeno ocorre, as forças críticas se tornam menores do que as apresentadas no problema original, e existe uma grande redução principalmente da energia existente no sistema (área embaixo da curva), o que pode vir a comprometer o sistema de lançamento. Uma solução para esse problema é a utilização de uma guia para a estrutura central,

impedindo que a mesma venha a girar ao longo do processo, impedindo essa bifurcação.

6.2 Análise do Mecanismo de Absorção

Visando realizar a análise do mecanismo de absorção de energia, foi realizado o mesmo procedimento do mecanismo de lançamento, utilizando os programas *SoliWorks* para a construção da geometria, MTOOL para gerar a malha 2D e as condições de contorno do problema, e por fim o FEMOOP para realizar a análise não linear através do Método dos Elementos Finitos. Uma planta da geometria unitária do mecanismo de absorção pode ser visualizada na Figura 6.10, com as suas dimensões.

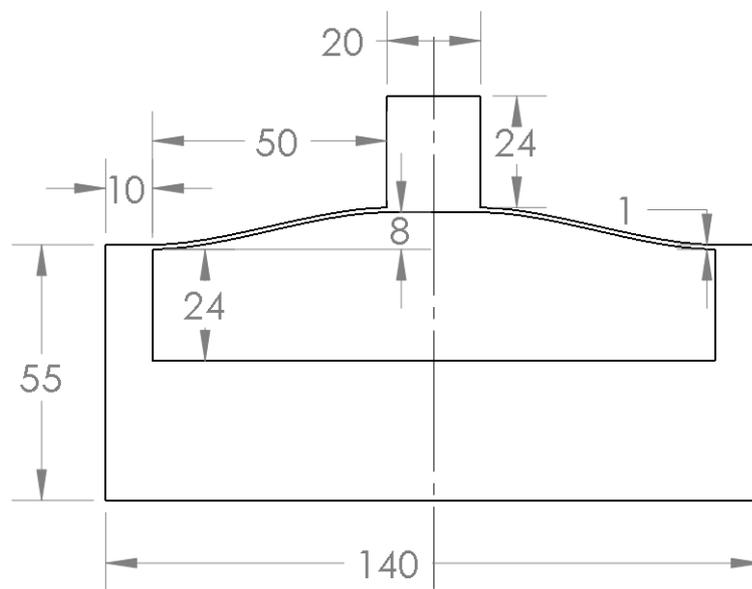


Figura 6.10: Dimensões da geometria unitária do mecanismo de absorção.

O mecanismo de absorção analisado é constituído por 3 geometrias unitárias na horizontal e 3 fileiras na vertical, resultando em um total de 9 geometrias unitárias, contando também com um suporte superior para a aplicação da força, que assim como no mecanismo de lançamento, é uniformemente distribuída. A Figura 6.11 mostra o mecanismo de absorção de energia analisado com a sua malha, também composta por elementos do tipo Q8.

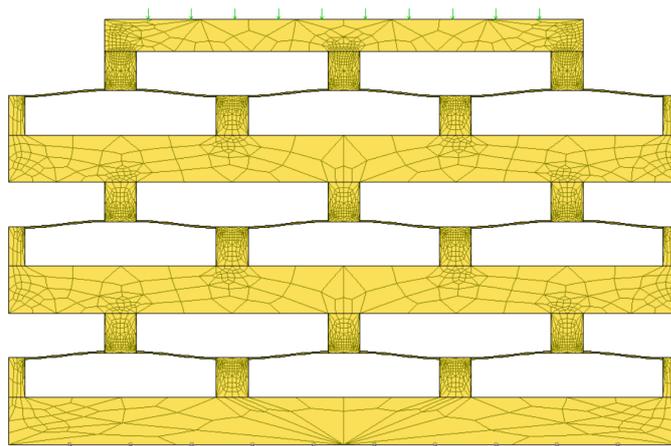


Figura 6.11: Mecanismo de absorção analisado.

O resultado obtido para a curva força x deslocamento para esse mecanismo pode ser visualizada na Figura 6.12. Conforme ocorre o incremento de força, os diferentes "andares" da estrutura começam a flambar, absorvendo energia do sistema no processo. É possível visualizar que a força crítica é constante para todas as flambagens da estrutura, isso ocorre justamente pois todas as vigas possuem a mesma espessura. É válido ressaltar que sendo todas as vigas esbeltas de mesma espessura, se torna impossível prever a ordem de flambagem das plataformas.

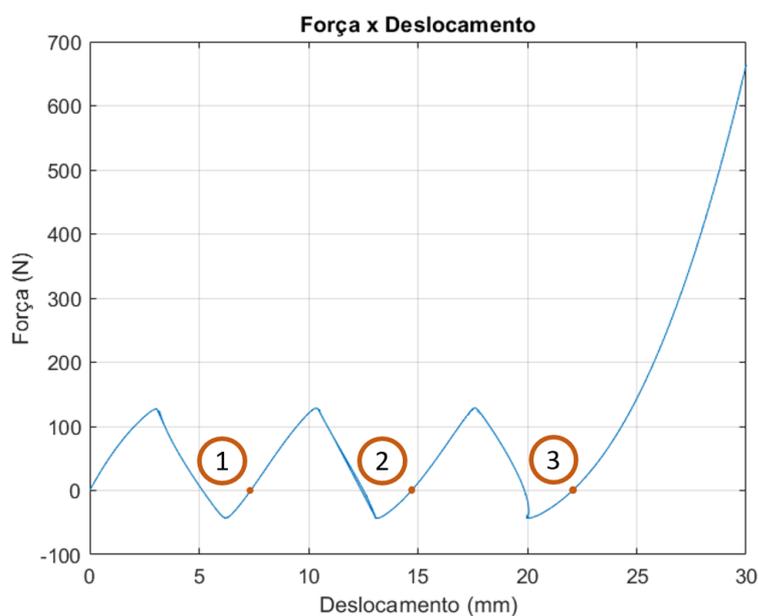


Figura 6.12: Curva força x deslocamento do mecanismo de absorção de energia.

Conforme apresentado nas Figuras 6.13, 6.14 e 6.15, estão os pontos $P1$, $P2$ e $P3$ de equilíbrio estável da estrutura respectivamente. Cada um desses pontos se encontram após a estrutura passar por uma região de instabilidade

que se inicia após a flambagem de cada plataforma, similar ao mecanismo de lançamento. Esse tipo de mecanismo, apesar de se utilizar da biestabilidade da geometria unitária, pode ser considerado multi estável, visto que a geometria global, possui nesse caso 4 pontos de equilíbrio estável, incluindo o não deformado.

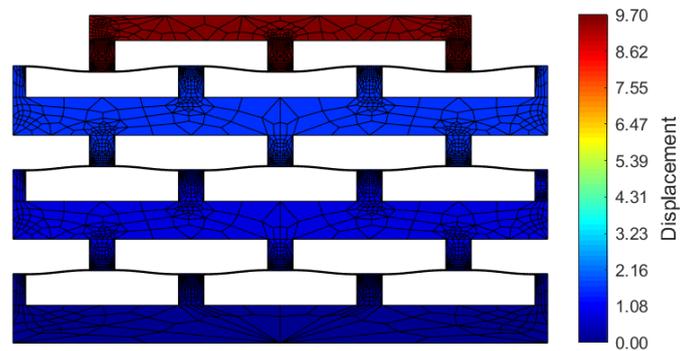


Figura 6.13: Segundo ponto de equilíbrio estável P1.

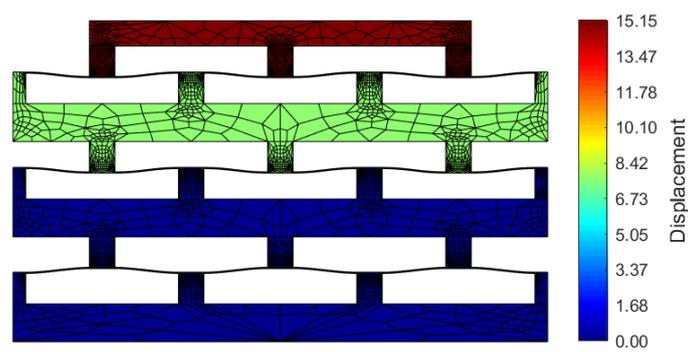


Figura 6.14: Terceiro ponto de equilíbrio estável P2.

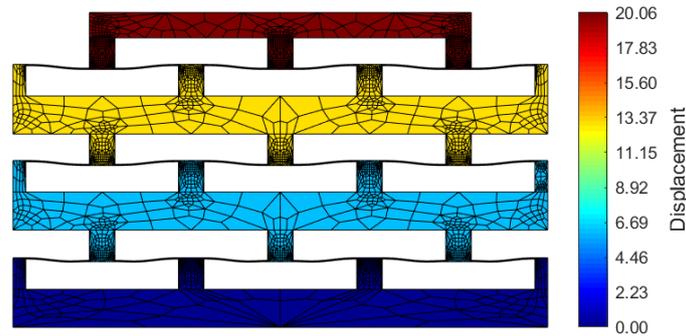


Figura 6.15: Quarto ponto de equilíbrio estável P4.

Vale ressaltar que nesse tipo de estrutura multi-estável é comum realizar uma pequena variação na rigidez das vigas de cada plataforma, a partir da variação da sua espessura. Dessa forma, é possível se obter um controle acerca da ordem de flambagem das vigas, visto que as de menor espessura irão flambar antes. Essa medida impede que ocorra a flambagem de 2 ou mais plataformas simultaneamente, implicando em uma menor absorção de energia ao final do processo, como pode ser visto na Figura 6.16. Esse fenômeno pode ocorrer justamente quando uma estrutura possui todas as vigas das plataformas com a mesma rigidez, e por reduzir a absorção de energia, deve ser evitado.

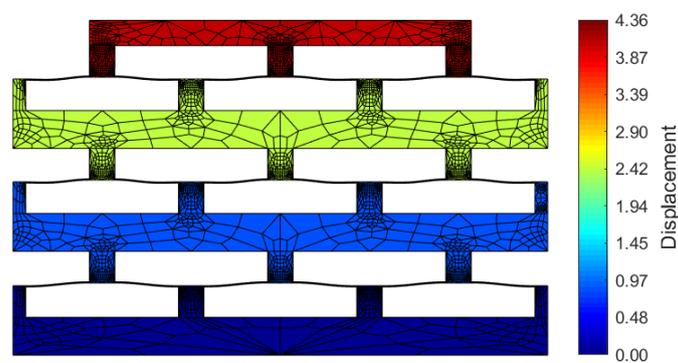


Figura 6.16: Flambagem de vigas de duas plataformas simultaneamente.

7

Conclusão

Com as análises realizadas, foram desenvolvidos os dois mecanismos, tanto o de lançamento da carga, quanto o de absorção da energia de impacto da caixa no solo após o lançamento. O mecanismo de lançamento foi projetado em CAD utilizando a configuração de maior força resultante, portanto possuindo uma configuração de 6 vigas esbeltas em cada lado, e uma seção espessa de 30mm de comprimento. Nas Figuras 7.1 e 7.2, é possível visualizar a estrutura do mecanismo e os componentes auxiliares que auxiliam no lançamento, sendo eles o eletroímã e uma lâmina de corte.

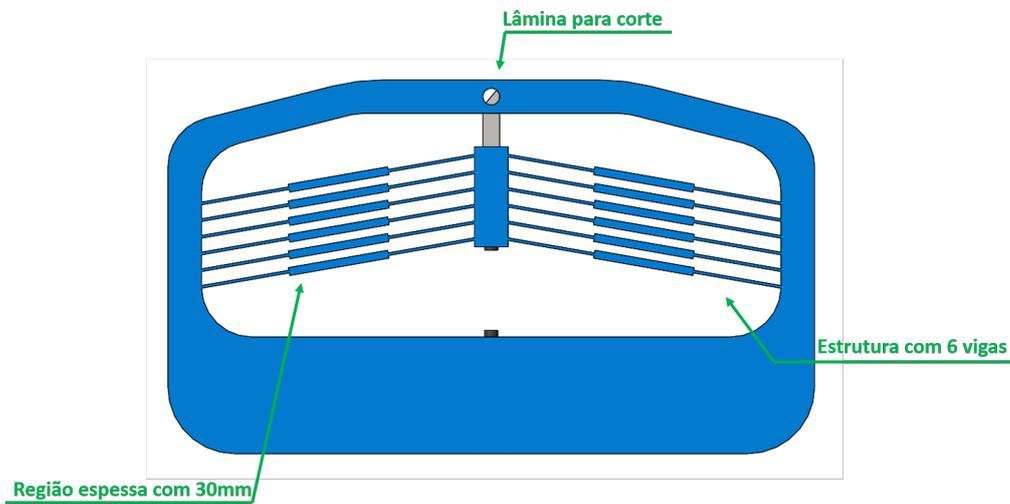


Figura 7.1: Vista superior do mecanismo de lançamento.

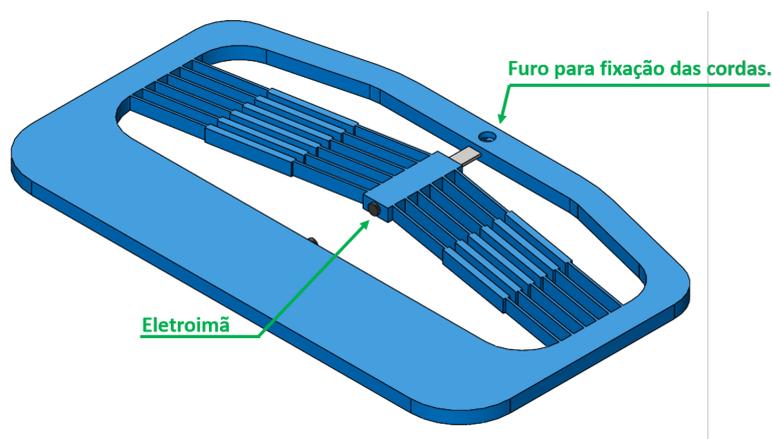


Figura 7.2: Vista Isométrica do mecanismo de lançamento.

Também foi projetado um mecanismo de absorção de energia para auxiliar na entrega do produto através do lançamento de um VANT, como pode ser visto nas Figuras 7.3, 7.4 e 7.5.

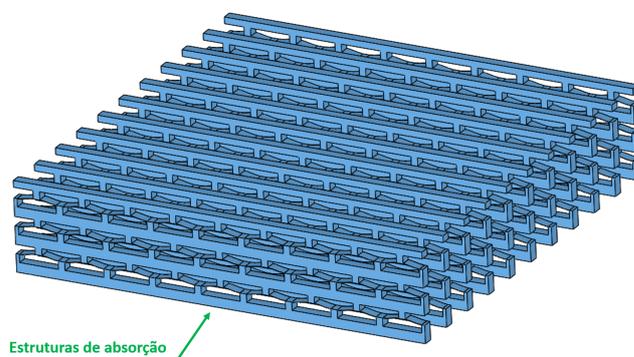


Figura 7.3: Vista interna do mecanismo de absorção de energia.

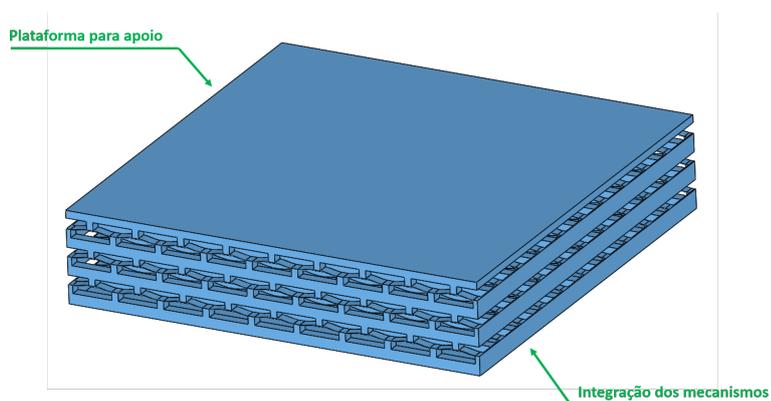


Figura 7.4: Mecanismo de absorção de energia.

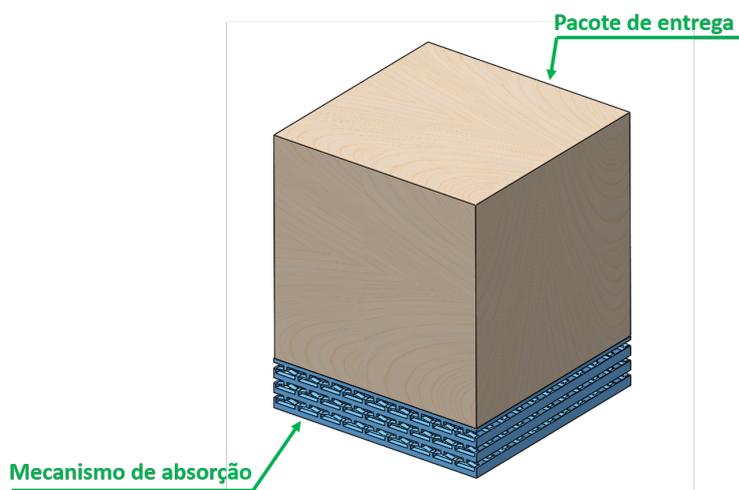


Figura 7.5: Mecanismo de absorção de energia aplicado ao transporte de carga.

A partir das análises realizadas nesse trabalho, é possível visualizar como os mecanismos biestáveis podem ser aplicados no âmbito aeroespacial, seja o auxílio de realizações de tarefas específicas, quanto na melhora do desempenho dos veículos. Entretanto, para uma real aplicabilidade desses sistemas em veículos de pequeno porte como drones, ainda é necessário um avanço das técnicas de manufatura. Isso se deve ao fato das vigas esbeltas que provêm a flexibilidade do sistema possuem dimensões muito menores quando comparadas às demais dimensões do mecanismo. Essa característica dificulta a redução do tamanho do próprio mecanismo como um todo, visto que as máquinas que irão realizar a manufatura, como as impressoras 3D necessitam de uma resolução muito elevada para esses mecanismos. Portanto, os mesmos estariam mais adequados para serem utilizados por veículos um pouco maiores, como VANT de asa fixa por exemplo.

Essa necessidade de uma alta resolução promove uma maior suscetibilidade do sistema à imperfeições que podem levar à bifurcações nas curvas de força x deslocamento, prejudicando de certa forma assim o funcionamento do sistema. A dificuldade na manufatura desses mecanismos ainda é um obstáculo a ser superado na sua aplicação em drones de forma acessível. Acreditasse que com o avanço das técnicas de manufatura aditiva, poderão ser gerados mecanismos cada vez menores, possibilitando realizar essas atividades de forma mais precisa, confiável e com baixo custo, com estruturas mais leves, e consumindo menos energia do que os mecanismos utilizados atualmente.

7.1

Trabalhos futuros

A partir dos resultados obtidos, diversas possibilidades de estudos acerca dos mecanismos biestáveis surgem para possibilidade de trabalhos a serem realizados futuramente. Como possíveis temas a serem abordados, seguem as sugestões a seguir:

- Manufatura das estruturas analisadas tanto para o lançamento quanto para a absorção de energia utilizando técnicas de manufatura aditiva como impressão 3D. Dessa forma, se torna possível realizar ensaios de carregamentos na estrutura buscando comparar os resultados obtidos numericamente para as curvas de força x deslocamento com os resultados obtidos nos ensaios.
- Aplicação dos conhecimentos dos mecanismos biestáveis em conjunto com a técnica de otimização topológica para gerar geometrias que possam melhorar o desempenho de voo das aeronaves, além de realizar atividades auxiliares.

- Estudos visando utilizar diferentes técnicas de controle de incremento de carga visando verificar a existência de outras bifurcações nos mecanismos biestáveis.

Referências Bibliográficas

- [1] Máquina voadora eole. <https://alca31.com/clement-ader/>. Acessado: 15-10-2019.
- [2] Larry L Howell, Spencer P Magleby, Brian Mark Olsen, and John Wiley. *Handbook of compliant mechanisms*. Wiley Online Library, 2013.
- [3] Shannon A Zirbel, Kyler A Tolman, Brian P Trease, and Larry L Howell. Bistable mechanisms for space applications. *PloS one*, 11(12):e0168218, 2016.
- [4] Hoon Yeub Jeong, Soo-Chan An, In Cheol Seo, Eunseo Lee, Sangho Ha, Namhun Kim, and Young Chul Jun. 3d printing of twisting and rotational bistable structures with tuning elements. *Scientific reports*, 9(1):324, 2019.
- [5] Anurag Bhattacharyya, Cian Conlan-Smith, and Kai A James. Design of a bistable airfoil with tailored snap-through response using topology optimization. *Computer-Aided Design*, 108:42–55, 2019.
- [6] Jian Hua, Hongshuai Lei, Zhong Zhang, Cunfa Gao, and Daining Fang. Multistable cylindrical mechanical metastructures: Theoretical and experimental studies. *Journal of Applied Mechanics*, 86(7):071007, 2019.
- [7] *Switch mecânico biestável*. <https://www.compliantmechanisms.byu.edu/>. Acessado: 21-10-2019.
- [8] Aeronave demoiselle. <http://www.avioesemusicas.com/1>. Acessado: 10-09-2019.
- [9] René De Borst, Mike A Crisfield, Joris JC Remmers, and Clemens V Verhoosel. *Nonlinear finite element analysis of solids and structures*. John Wiley & Sons, 2012.
- [10] Drone para entrega da ups. <https://www.wired.com/story/ups-drone-airline-faa-certification-delivery/>. Acessado: 30-10-2019.
- [11] Silvestro Barbarino, Onur Bilgen, Rafic M Ajaj, Michael I Friswell, and Daniel J Inman. A review of morphing aircraft. *Journal of intelligent material systems and structures*, 22(9):823–877, 2011.

- [12] M Santer and S Pellegrino. Compliant multistable structural elements. *International Journal of Solids and Structures*, 45(24):6190–6204, 2008.
- [13] A Gatto, F Mattioni, and MI Friswell. Experimental investigation of bistable winglets to enhance aircraft wing lift takeoff capability. *Journal of Aircraft*, 46(2):647–655, 2009.
- [14] Mansour Alturki and Rigoberto Burgueño. Multistable cosine-curved dome system for elastic energy dissipation. *Journal of Applied Mechanics*, 86(9):091002, 2019.
- [15] Kaikai Che, Chao Yuan, Jiangtao Wu, H Jerry Qi, and Julien Meaud. Three-dimensional-printed multistable mechanical metamaterials with a deterministic deformation sequence. *Journal of Applied Mechanics*, 84(1), 2017.
- [16] Hang Yang and Li Ma. Multi-stable mechanical metamaterials by elastic buckling instability. *Journal of materials science*, 54(4):3509–3526, 2019.
- [17] Programa cad *SolidWorks*. <https://www.solidworks.com/>.
- [18] PUC-Rio TecGraf, Grupo de Tecnologia em Computação Gráfica. Mtool - bidimensional mesh tool, versão 6.01, 2015.
- [19] PUC-Rio TecGraf, Grupo de Tecnologia em Computação Gráfica. Femoop - finite element method object oriented program. <http://webserver2.tecgraf.puc-rio.br/femoop/>, 2015.
- [20] James M Gere and Barry J Goodno. Mechanics of materials 5th. *Brooks Cole*, page 780, 2001.
- [21] Especial santos-dumont. <https://revistapesquisa.fapesp.br/2006/10/01/100-anos-no-ar/>. Acessado: 10-09-2019.
- [22] Asa com superfícies de controle flexível. <https://aviationvoice.com/>. Acessado: 21-10-2019.
- [23] Asa com superfícies de controle convencionais. <https://aviation.stackexchange.com/>. Acessado: 21-10-2019.
- [24] Ups e amazon investem em drones. <https://www.businessinsider.com/amazon-and-ups-are-betting-big-on-drone-delivery-2018-3>. Acessado: 17-09-2019.
- [25] Matlab. <https://www.mathworks.com/>.