

**GABRIEL ZAIDEN DE MORAES  
WAINER CUNHA DE SIQUEIRA**

**PROJETO ESTRUTURAL DAS ASAS DE  
AERONAVES DA EQUIPE TUCANO AERODESIGN**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA  
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

**2018**

**GABRIEL ZAIDEN DE MORAES**  
**WAINER CUNHA DE SIQUEIRA**

**PROJETO ESTRUTURAL DAS ASAS DE AERONAVES DA EQUIPE**  
**TUCANO AERODESIGN**

**Projeto de Conclusão de Curso** apresentado ao corpo docente do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para obtenção do título de **BACHAREL EM ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

Orientadora: Profa. Dra. Núbia dos Santos Saad

**UBERLÂNDIA – MG**  
**2018**

**GABRIEL ZAIDEN DE MORAES  
WAINER CUNHA DE SIQUEIRA**

**PROJETO ESTRUTURAL DAS ASAS DE AERONAVES DA EQUIPE  
TUCANO AERODESIGN**

Projeto de Conclusão de Curso  
**APROVADO** pelo corpo docente do  
Curso de Graduação em Engenharia  
Aeronáutica da Universidade Federal de  
Uberlândia.

Banca Examinadora:

---

Prof. Dra. Núbia dos Santos Saad – FEMEC/UFU – Orientadora

---

Prof. Dr. Ruham Pablo Reis – FEMEC/UFU

---

Prof. Dr. Tobias Souza Morais – FEMEC/UFU

**Uberlândia, 13 de julho de 2018.**

## **AGRADECIMENTOS**

À Universidade Federal de Uberlândia e à Faculdade de Engenharia Mecânica pela oportunidade de realizar o curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica.

Aos familiares e amigos que nos apoiaram e incentivaram ao longo de toda a graduação.

Aos colegas de curso da 7ª Turma de Engenharia Aeronáutica, que sempre estiveram ao nosso lado durante os cinco anos de graduação.

Aos professores que não mediram esforços para que conseguíssemos concluir a graduação com excelente aprendizado. Em especial, à professora orientadora Núbia dos Santos Saad que ofereceu o suporte necessário para a realização deste trabalho e também pelo apoio durante a graduação. Agradecemos também ao professor Thiago Augusto Machado Guimarães, que nos ajudou diretamente nas análises estruturais realizadas.

A todos os colegas da Equipe Tucano Aerodesign que participaram dos projetos citados neste trabalho. Em especial ao ex-membro e colega de curso Roberto Martins de Castro Neto, que construiu toda a metodologia de projeto estrutural que é utilizada na Equipe Tucano, e nos ofereceu todo o conhecimento necessário para realização deste trabalho.

ZAIDEN, G. SIQUEIRA, W.C. **Projeto Estrutural das Asas de Aeronaves da Equipe Tucano Aerodesign**. 2018. 62 p. Projeto de Conclusão de Curso – Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG.

## RESUMO

Este trabalho trata do projeto estrutural de duas asas de aeronaves cargueiras rádio-controladas concebidas para participação nas competições SAE Brasil Aerodesign, dos anos de 2016 e 2017, pela Equipe Tucano Aerodesign da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia. O projeto foi desenvolvido com a utilização do software de modelagem e análise estrutural *Femap*®, com o qual foram elaborados modelos de elementos finitos (FEM) que pudessem detalhar as asas, o mais próximo possível da realidade. Tais modelos foram ajustados e, em seguida, validados através de um ensaio dinâmico denominado *Ground Vibration Test* e de ensaios estruturais estáticos. Os desvios obtidos demonstraram boa proximidade das respostas, confirmando a vantagem de se utilizar o *FEM*. Utilizaram-se de critérios de falha para o dimensionamento, com o intuito de avaliar se as estruturas apresentariam o desempenho desejado, sem a ocorrência de falhas estruturais. A realização deste Projeto de Conclusão de Curso possibilitou aos autores notória complementação de suas competências adquiridas ao longo da graduação, com importante aplicação no âmbito de projetos estruturais de aeronaves.

ZAIDEN, G. SIQUEIRA, W.C. **Wings Structural Project of Tucano Aerodesign's Team Aircraft**. 2018. 62 p. Term Paper – Bachelor of Aeronautical Engineering, Federal University of Uberlândia, Uberlândia, MG.

## ABSTRACT

This project details the structural analysis of the wings of two Radio-controlled aircraft, designed by Equipe Tucano Aerodesign to attend the 2016 and 2017's SAE Brasil AeroDesign competition. The software Femap® was used to elaborate the finite element models. The models have been adjusted with the data provided by the Ground Vibration Test and then validated by static tests, which has shown low errors, confirming the high efficiency of the finite element method (FEM). Different failure criteria were used to evaluate if the structures were able to resist all load cases. This undergraduate thesis provided the authors a lot of experience by using structural analysis knowledge learned along the graduation course, with huge application in the field of aircraft structural projects.

## LISTA DE FIGURAS

<b>Figura 1.1</b>	Aeronave Tucano 2016.	<b>2</b>
<b>Figura 1.2</b>	Aeronave Tucano 2017.	<b>2</b>
<b>Figura 3.1</b>	Detalhe do hangar cônico.	<b>5</b>
<b>Figura 4.1</b>	Arranjo estrutural da asa 2017.	<b>8</b>
<b>Figura 4.2</b>	Modelo completo da aeronave 2016.	<b>9</b>
<b>Figura 4.3</b>	Modelo completo da aeronave 2017.	<b>9</b>
<b>Figura 4.4</b>	Exemplo de RBE3 na nervura da asa.	<b>10</b>
<b>Figura 4.5</b>	Distribuição das cargas na asa 2016.	<b>11</b>
<b>Figura 4.6</b>	Distribuição de cargas na condição de Voo Nivelado em Vc na asa.	<b>12</b>
<b>Figura 4.7</b>	Distribuição de cargas na condição de Curva à direita em Vc na asa.	<b>13</b>
<b>Figura 4.8</b>	Distribuição de cargas na condição de Recuperação de mergulho em Vd na asa.	<b>14</b>
<b>Figura 4.9</b>	Representação do ensaio de flexão no tubo.	<b>16</b>
<b>Figura 4.10</b>	Visualização global do ensaio realizado na aeronave 2016.	<b>19</b>
<b>Figura 4.11</b>	Visualização global do ensaio realizado na aeronave 2017.	<b>19</b>
<b>Figura 4.12</b>	Primeiro modo de flexão de asa em (a) 15,72 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 15,5 Hz experimental – Erro=1,42% (2016).	<b>20</b>
<b>Figura 4.13</b>	Modo de torção de <i>boom</i> em (a) 18,04 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 17,9 Hz experimental – Erro=0,78% (2016).	<b>21</b>
<b>Figura 4.14</b>	Primeiro modo de torção de asa com <i>in-plane</i> assimétrico em (a) 24,97 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) e (c) 30,3 Hz experimental – Erro=17,6% (2016).	<b>22</b>
<b>Figura 4.15</b>	Modo de torção de asa em (a) 39,56 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) e (c) 41,3 Hz experimental – Erro=4,2% (2016).	<b>23</b>
<b>Figura 4.16</b>	Modo assimétrico de flexão de asa em (a) 70,29 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 70,2Hz experimental – Erro=0,13% (2016).	<b>24</b>
<b>Figura 4.17</b>	Segundo modo de flexão de asa em (a) 74,20 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 75,1 Hz experimental – Erro=1,19% (2016).	<b>25</b>

<b>Figura 4.18</b>	Modo de torção do <i>boom</i> em (a) 13,79 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 13.8 Hz experimental - Erro=0,07% (2017).	<b>26</b>
<b>Figura 4.19</b>	Primeiro modo de flexão simétrica da asa acoplado com torção em (a) 26,57 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 26,1 Hz experimental - Erro = 1,8% (2017).	<b>27</b>
<b>Figura 4.20</b>	Modo de torção assimétrica da asa em (a) 37,49 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 37,6 Hz experimental – Erro = 0,29% (2017).	<b>28</b>
<b>Figura 4.21</b>	Modo de flexão simétrica do profundor em (a) 51,68 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 51,6 Hz experimental – Erro = 0,16% (2017).	<b>29</b>
<b>Figura 4.22</b>	Segundo modo de flexão assimétrica da asa em (a) 58,64 Hz em <i>Nastran</i> ®; (b) 67,4 Hz experimental – Erro = 12,99%.	<b>30</b>
<b>Figura 5.1</b>	Tensões por critério de Von Mises na asa 2016.	<b>32</b>
<b>Figura 5.2</b>	Tensões cisalhantes atuantes na asa 2016.	<b>33</b>
<b>Figura 5.3</b>	Tensões máximas no tubo mais crítico da asa 2016.	<b>33</b>
<b>Figura 5.4</b>	Tensão cisalhante na região de fixação asa-fuselagem.	<b>34</b>
<b>Figura 5.5</b>	Análise de flambagem da asa 2016.	<b>34</b>
<b>Figura 5.6</b>	Ensaio de torção na asa 2016.	<b>35</b>
<b>Figura 5.7</b>	Visualização do resultado obtido com a realização do ensaio de torção experimental na asa 2016.	<b>35</b>
<b>Figura 5.8</b>	Resultado da torção no modelo da asa 2016.	<b>36</b>
<b>Figura 5.9</b>	Ensaio de flexão realizado na asa 2016.	<b>36</b>
<b>Figura 5.10</b>	Resultado de deflexão experimental na asa 2016.	<b>37</b>
<b>Figura 5.11</b>	Deformações de flexão ocorridas no modelo da asa 2016.	<b>37</b>
<b>Figura 5.12</b>	(a) Deformações máximas na asa 2017. (b) Elementos com deformações máximas. (c) Caso de carga crítico para cada elemento.	<b>38</b>
<b>Figura 5.13</b>	(a) Tensões cisalhantes na asa 2017. (b) Elementos com tensões cisalhantes máximas. (c) Caso de carga crítico para cada elemento.	<b>39</b>
<b>Figura 5.14</b>	(a) Tensões máximas para os tubos e varetas. (b) Elementos com tensões de tração máximas. (c) Caso de carga crítico para cada elemento.	<b>40</b>
<b>Figura 5.15</b>	Tensões máximas para os tubos e varetas da aeronave 2017.	<b>40</b>
<b>Figura 5.16</b>	Condições de voo críticas para cada elemento de barra da aeronave 2017.	<b>41</b>
<b>Figura 5.17</b>	Flambagem na asa na condição de Voo nivelado em $V_c$ .	<b>41</b>
<b>Figura 5.18</b>	Flambagem na asa na condição de Curva em $V_c$ .	<b>42</b>



<b>Figura 5.19</b>	Flambagem na asa na condição de Recuperação de mergulho em Vd.	<b>42</b>
<b>Figura 5.20</b>	Ensaio de torção na asa 2017.	<b>43</b>
<b>Figura 5.21</b>	Resultado da torção experimental da asa 2017.	<b>44</b>
<b>Figura 5.22</b>	Resultado da torção no modelo da asa 2017.	<b>44</b>
<b>Figura 5.23</b>	Ensaio de flexão na asa 2017.	<b>45</b>
<b>Figura 5.24</b>	Resultado da flexão experimental da asa 2017.	<b>45</b>
<b>Figura 5.25</b>	Resultado de flexão no modelo da asa 2017.	<b>46</b>

## LISTA DE TABELAS

<b>Tabela 4.1</b>	Detalhamento da malha da asa 2016.	<b>8</b>
<b>Tabela 4.2</b>	Detalhamento da malha da asa 2017.	<b>9</b>
<b>Tabela 4.3</b>	Cargas na condição de voo nivelado em Vc.	<b>10</b>
<b>Tabela 4.4</b>	Descrição dos casos de carga analisados.	<b>11</b>
<b>Tabela 4.5</b>	Cargas na condição de Voo Nivelado em Vc.	<b>12</b>
<b>Tabela 4.6</b>	Cargas na condição de Curva à direita em Vc.	<b>13</b>
<b>Tabela 4.7</b>	Cargas na condição de Recuperação de mergulho em Vd.	<b>14</b>
<b>Tabela 4.8</b>	Propriedades elástico-mecânicas dos materiais utilizados.	<b>15</b>
<b>Tabela 4.9</b>	Valores limites de resistências mecânicas dos materiais utilizados.	<b>15</b>
<b>Tabela 4.10</b>	Registros do ensaio de flexão.	<b>16</b>
<b>Tabela 4.11</b>	Propriedades da manta de carbono utilizada.	<b>17</b>
<b>Tabela 5.1</b>	Cargas no ensaio de torção da asa 2016.	<b>35</b>
<b>Tabela 5.2</b>	Cargas no ensaio de flexão da asa 2016.	<b>36</b>
<b>Tabela 5.3</b>	Flambagem da asa 2017 para cada condição de carga.	<b>42</b>
<b>Tabela 5.4</b>	Cargas no ensaio de torção da asa 2017.	<b>43</b>
<b>Tabela 5.5</b>	Cargas no ensaio de flexão da asa.	<b>45</b>

## SUMÁRIO

<b>C A P Í T U L O I – INTRODUÇÃO</b> .....	1
<b>C A P Í T U L O II – OBJETIVOS</b> .....	3
<b>C A P Í T U L O III – REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	4
<b>3.1</b> Regulamento SAE Brasil Aerodesign .....	4
<b>3.2</b> Regulamento 2016.....	4
<b>3.3</b> Regulamento 2017.....	5
<b>3.4</b> Relatórios de Competições Anteriores .....	5
<b>C A P Í T U L O IV – METODOLOGIA</b> .....	7
<b>4.1</b> Arranjo Estrutural.....	7
<b>4.2</b> Modelo FEM.....	8
<b>4.3</b> Aplicação das Cargas .....	10
<b>4.4</b> Propiedades e Ensaios Mecânicos dos Materiais .....	14
<b>4.4.1</b> Ensaio de Flexão do Tubo de Carbono Unidirecional .....	15
<b>4.4.2</b> Ensaio de Tração do Carbono Unidirecional.....	17
<b>4.5</b> Critérios de Falha.....	17
<b>4.5.1</b> Critério da Máxima Tensão Normal ( <i>Max Stress</i> ) .....	17
<b>4.5.2</b> Critério de Von Mises .....	18
<b>4.5.3</b> Critério da Máxima Deformação ( <i>Max Strain</i> ) .....	18
<b>4.6</b> Ajuste do Modelo <i>FEM</i> .....	18
<b>4.7</b> Validação do Modelo <i>FEM</i> .....	31
<b>C A P Í T U L O V – ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	32
<b>5.1</b> Projeto 2016.....	32
<b>5.2</b> Projeto 2017.....	38
<b>C A P Í T U L O VI – CONSIDERAÇÕES FINAIS</b> .....	47
<b>C A P Í T U L O VII – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> .....	48
<b>C A P Í T U L O VIII – APÊNDICES</b> .....	49

<b>8.1</b>	Detalhes de Projeto da Asa 2016 .....	49
<b>8.2</b>	Detalhes de Projeto da Asa 2017 .....	50

# CAPÍTULO I

## INTRODUÇÃO

A SAE Brasil (Sociedade de Engenheiros da Mobilidade) é uma instituição sem fins lucrativos, que tem como objetivo disseminar técnicas e conhecimentos relativos à mobilidade e organiza competições estudantis como Baja, Fórmula e AeroDesign.

A competição AeroDesign surgiu nos Estados Unidos em 1986 e sua primeira edição brasileira ocorreu em 1999. A Equipe Tucano Aerodesign da Universidade Federal de Uberlândia participa da SAE Brasil AeroDesign desde 2001 e, desde então, coleciona várias premiações e menções honrosas, tendo conquistado, em 2010, o 1º lugar da competição na classe Regular.

A proposta deste trabalho é detalhar os projetos estruturais das asas das aeronaves Eleonora e Bolt, que foram as aeronaves projetadas e construídas pela Equipe Tucano na classe Regular para sua participação nas competições SAE Brasil Aerodesign de 2016 e 2017, respectivamente. Destaca-se que os autores deste Projeto de Conclusão de Curso são membros integrantes da Equipe Tucano desde o ano de 2015 (Gabriel) e 2017 (Wainer).

As Figuras 1.1 e 1.2 mostram as aeronaves de 2016 e 2017, respectivamente.



**Figura 1.1:** Aeronave Tucano 2016.



**Figura 1.2:** Aeronave Tucano 2017.

## CAPÍTULO II

### OBJETIVOS

Os principais objetivos deste trabalho são: detalhar os procedimentos de engenharia utilizados para a elaboração dos projetos e construção das asas das aeronaves Eleonora e Bolt; apresentar a evolução das análises realizadas pelos membros discentes integrantes da Área de Estruturas da Equipe Tucano sobre projeto de asas aeronáuticas; e documentar com a maior completude possível os trabalhos realizados, visto que os relatórios técnicos enviados à SAE possuem limitações prescritas pelos regulamentos, o que impede maiores detalhamentos.

## CAPÍTULO III

### REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

#### 3.1 Regulamento SAE Brasil Aerodesign

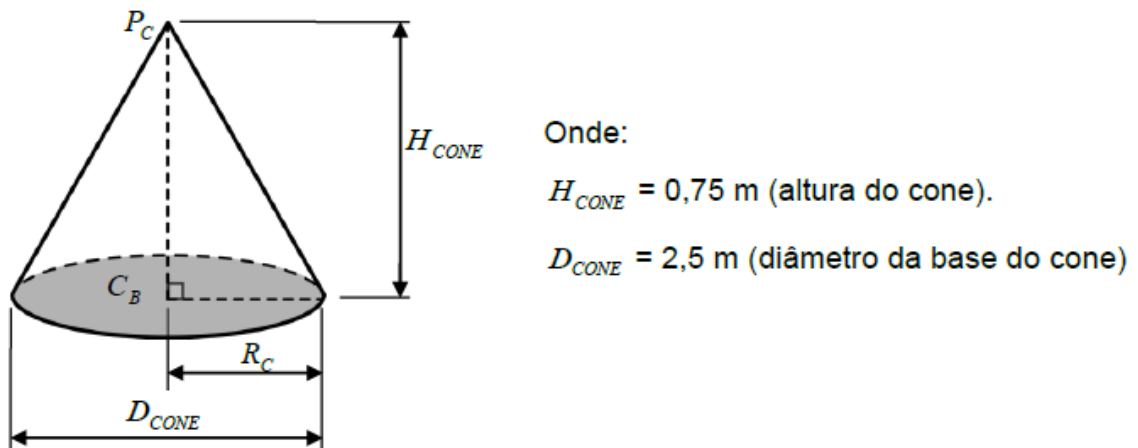
A parte técnica da competição SAE Brasil Aerodesign é organizada por um grupo de engenheiros da Embraer, que se voluntariam para definir todos os requisitos da competição, além de avaliarem todos os relatórios técnicos enviados pelas equipes participantes. Nos próximos tópicos serão apresentados os aspectos principais dos regulamentos da competição, dos anos de 2016 e 2017.

#### 3.2 Regulamento 2016

Os principais requisitos prescritos para a classe regular em 2016 que impactam o projeto estrutural da asa foram, de acordo com SAE-BRASIL (2016):

- A aeronave em condição de decolagem deve ser totalmente inserida dentro de um hangar cônico, sendo a altura do cone  $H_{CONE} = 0,75 \text{ m}$  e o diâmetro da base do cone  $D_{CONE} = 2,5 \text{ m}$ , conforme mostra a Figura 2.1.
- A pontuação de carga paga é  $P_{CP} = 12,5 \cdot CP$ , sendo CP em kg.
- A pontuação de eficiência estrutural é  $P_{EE} = 5 \cdot EE$ , sendo EE a relação entre a carga paga carregada pela aeronave e o seu peso vazio.





**Figura 3.1:** Detalhe do hangar cônico. Fonte: Regulamento da competição (2016).

### 3.3 Regulamento 2017

No ano de 2017 houve algumas mudanças no regulamento, de acordo com SAE-BRASIL (2017):

- A aeronave em condição de decolagem deve ser totalmente inserida dentro de um hangar cônico, sendo a altura do cone  $H_{CONE} = 0,75 \text{ m}$  e o diâmetro da base do cone  $D_{CONE} = 2,9 \text{ m}$ . Assim, o diâmetro da base do cone aumentou em relação a 2016.
- A pontuação de carga paga continuou como  $P_{CP} = 12,5 \cdot CP$ , sendo  $CP$  em kg.
- A pontuação de eficiência estrutural deixou de existir, porém a redução do peso vazio ainda é importante, visto que  $CP = MTOW - PV$ , onde as siglas representam a Carga Paga, o *Maximum Take-Off Weight* e o Peso Vazio da aeronave.

### 3.4 Relatórios de Competições Anteriores

A principal fonte de dados para a elaboração dos projetos de 2016 e 2017 foi o banco de dados da Equipe Tucano pois, uma vez que as possíveis configurações estruturais de uma aeronave da competição AeroDesign diferem muito de aeronaves comerciais, o conceito e arranjo estrutural utilizado é resultado de muitos anos de trabalho da equipe. Ressalta-se que todo o registro está devidamente organizado e documentado em forma de relatórios técnicos enviados aos organizadores da competição.

Ao longo de dezessete anos de trabalho da Equipe Tucano foram desenvolvidos diversos tipos de estruturas de asas, mas há que se enfatizar que somente duas

configurações de asas foram expressivas e se destacaram, por garantirem boa eficiência estrutural: asa com bordo de ataque e longarinas de carbono laminado com resina epóxi (competição dos anos 2014 e 2015); asa com a seção do bordo de ataque fechada e revestida por madeira balsa, com tubos de carbono (tubos com fibras unidirecionais fabricados por pultrusão) espaçados para que garantissem maior momento de inércia (competição dos anos 2016 e 2017).

No projeto 2014 foi necessário utilizar alto alongamento para a asa ( $AR=14$ ) e, justamente por conta desse fator aquele foi o primeiro ano no qual a estrutura em carbono laminado foi utilizada, devido a problemas de torção que surgiram na estrutura com caixão de balsa. A partir de então, foram realizados estudos que comprovaram que a estrutura em carbono é a mais eficiente para  $AR > 12$  e a estrutura em balsa, é a mais eficiente para  $AR \leq 12$ . Devido à dificuldade construtiva da asa de carbono é preferível que o seu uso se restrinja a casos em que o emprego do alto alongamento realmente seja vantajoso para o projeto.

Nos anos de 2016 e 2017 as asas ótimas resultantes do projeto conceitual tinham alongamento baixo ( $4 < AR < 7$ ), decorrente da exigência de requisitos geométricos (hangar cônico). Assim, foi definido já no projeto conceitual, que a estrutura das asas seria de caixão de balsa com tubos de carbono nas extremidades das nervuras. Devido às dificuldades financeiras da equipe, não foi possível testar outros materiais como, por exemplo, a utilização de fibra de vidro na longarina e utilização de poliuretano nas nervuras. Além disso também não foi possível testar novos métodos de construção pois a Equipe não tinha condições de arcar com os custos extras caso o novo método fracassasse.

Dessa forma, com a estrutura já definida, o trabalho da equipe responsável pelas modelagens e análises estruturais foi dimensionar os tubos de carbono e as espessuras das chapas de balsa utilizadas no projeto.

## CAPÍTULO IV

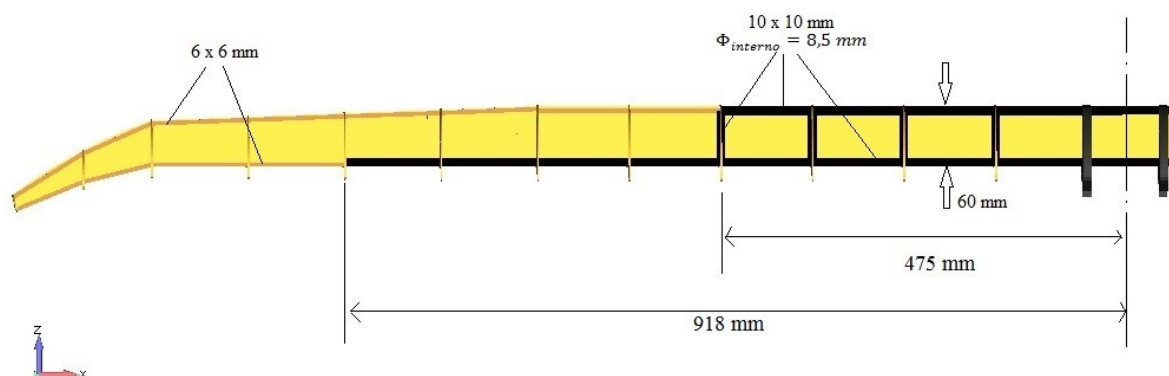
### METODOLOGIA

Todas as análises pertinentes ao dimensionamento das asas, objeto de estudo do presente trabalho, foram feitas com o auxílio do software de modelagem estrutural *Femap*®, utilizando como *solver* o *NX Nastran*®.

O dimensionamento foi realizado considerando um arranjo estrutural similar a concepção de ambas as asas, que foram modeladas e tiveram seu comportamento estrutural investigado, com o software supracitado. Cabe salientar que as análises estruturais foram realizadas tomando como base critérios de falha que serão detalhados posteriormente, bem como os arranjos dos elementos estruturais, os materiais e suas propriedades mecânicas.

#### 4.1 Arranjo Estrutural

O arranjo estrutural das asas é constituído por uma seção fechada em balsa no bordo de ataque, com tubos de carbono vazados e varetas de balsa passantes nas regiões do Centro Aerodinâmico do perfil (CA), a fim de suportar as cargas de flexão e torção. A Figura 4.1 exemplifica tal arranjo.

V1  
L1  
C1

**Figura 4.1:** Arranjo estrutural da asa 2017.

## 4.2 Modelo FEM

As seções de parede fina da asa (bordos de ataque e de fuga e nervuras) foram modeladas utilizando elementos de placa (*CQUAD4* e *CTRIA3*) com material do tipo balsa (material ortotrópico-2D). Os tubos de carbono e as varetas de balsa foram modelados como elementos de barra (*CBAR*), com material de carbono e balsa. Ressalta-se que no caso das varetas de balsa o material estrutural foi considerado isotrópico, dadas as características geométricas e também os esforços associados.

Para a aplicação e interpolação das cargas, utilizaram-se elementos rígidos (*RBE3*). A junção do modelo da asa com a fuselagem foi realizada utilizando elementos rígidos (*RBE2*) representando a fixação real por parafusos.

As Tabelas 4.1 e 4.2 discriminam os elementos utilizados na modelagem das asas dos anos de 2016 e 2017, respectivamente, com indicação da quantidade e as especificações referentes a cada tipo de elemento supradescrito.

**Tabela 4.1:** Detalhamento da malha da asa 2016.

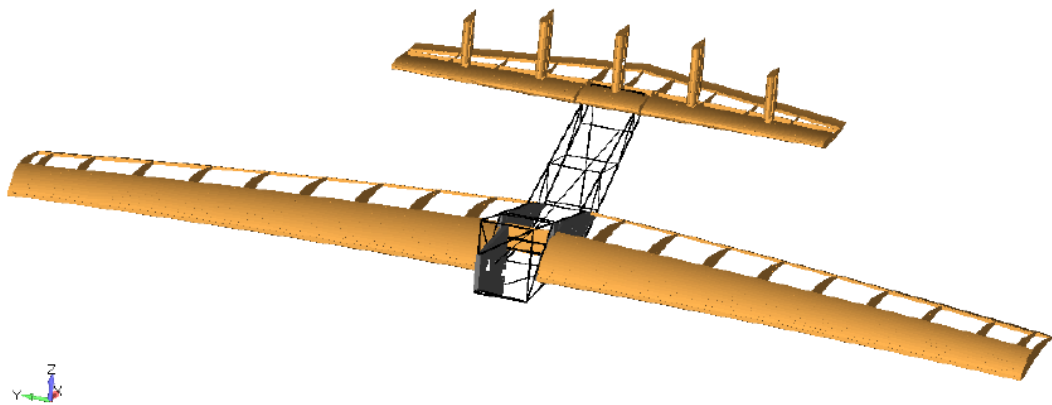
Tipo de elemento	Quantidade	Especificações
Quadrangular 2D ( <i>CQUAD4</i> )	32057	Bordo de ataque, bordo de fuga, nervuras e aileron
Triangular 2D ( <i>CTRIA3</i> )	306	Bordo de ataque, bordo de fuga, nervuras e aileron
Barra ( <i>CBAR</i> )	288	Tubos e varetas de longarina
Rígido ( <i>RBE3</i> )	20	Nervuras
Rígido ( <i>RBE2</i> )	4	Junção com fuselagem

**Tabela 4.2:** Detalhamento da malha da asa 2017.

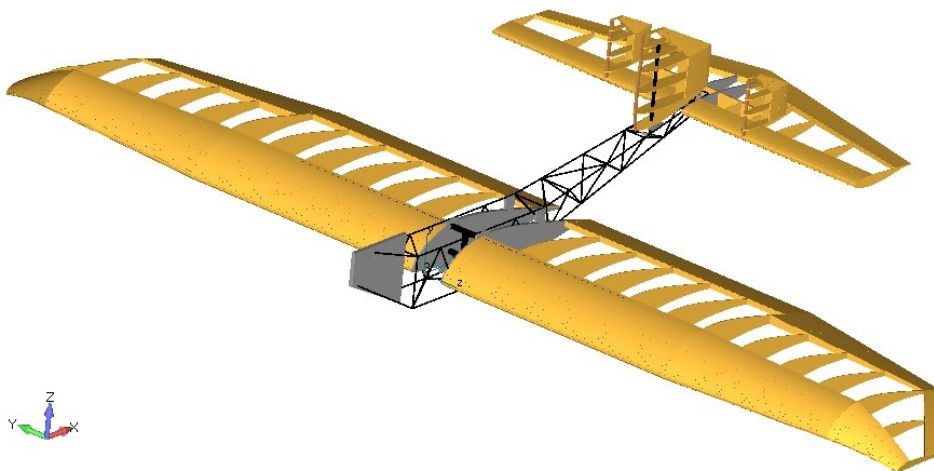
Tipo de elemento	Quantidade	Especificações
Quadrangular 2D ( <i>CQUAD4</i> )	26165	Bordo de ataque, bordo de fuga, nervuras e aileron
Triangular 2D ( <i>CTRIA3</i> )	255	Bordo de ataque, bordo de fuga, nervuras e aileron
Barra ( <i>CBAR</i> )	737	Tubos e varetas de longarina
Rígido ( <i>RBE3</i> )	24	Nervuras
Rígido ( <i>RBE2</i> )	4	Junção com fuselagem

As Figuras 4.2 e 4.3 mostram uma visualização completa dos modelos das aeronaves 2016 e 2017, respectivamente.

VI

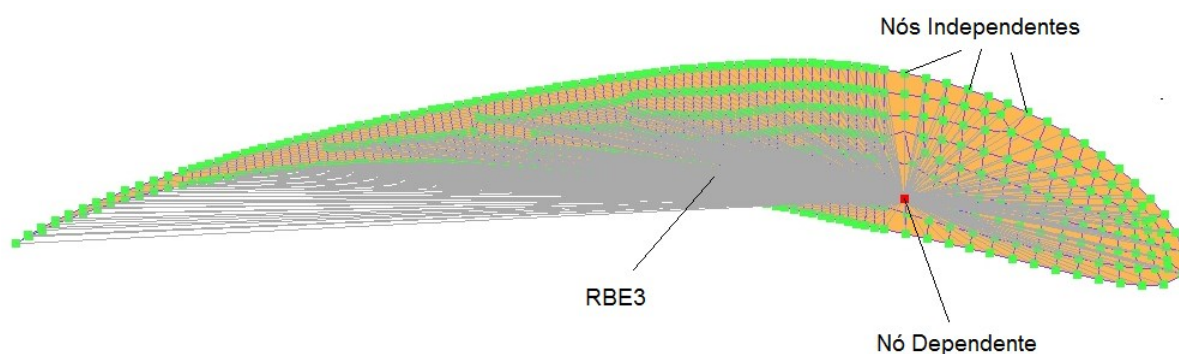
**Figura 4.2:** Modelo completo da aeronave 2016.

VI

**Figura 4.3:** Modelo completo da aeronave 2017.

### 4.3 Aplicação das Cargas

Para ambos os projetos, discretizaram-se os esforços nas nervuras, e as cargas foram aplicadas nos nós dependentes dos elementos rígidos (*RBE3*). O nó dependente é responsável por fazer a interpolação dos esforços para todos os nós independentes da nervura, conforme mostrado na Figura 4.4.



**Figura 4.4:** Exemplo de RBE3 na nervura da asa.

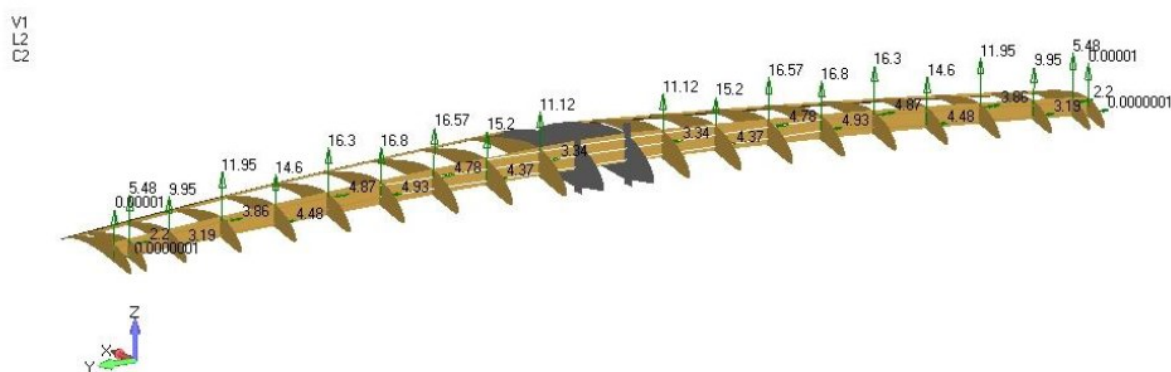
Para o projeto 2016, definiu-se um carregamento crítico atuante na asa, que corresponde à situação em que a aeronave se encontra com velocidade máxima de cruzeiro.

A Tabela 4.3 detalha a aplicação do carregamento na estrutura, considerando a nervura 1 como sendo a nervura da ponta da asa.

**Tabela 4.3:** Cargas na condição de voo nivelado em  $V_c$ .

<b>Nervura</b>	<b>Carga cortante [N]</b>	<b>Momento de torção [Nm]</b>
1	0,00	0,00
2	5,48	2,20
3	9,95	3,19
4	11,95	3,86
5	14,60	4,48
6	16,30	4,87
7	16,80	4,93
8	16,57	4,78
9	15,20	4,37
10	11,12	3,34

A Figura 4.5 evidencia as cargas citadas aplicadas na estrutura da asa 2016.



**Figura 4.5:** Distribuição das cargas na asa 2016.

Já para o projeto 2017, o dimensionamento foi realizado considerando um envelope de cargas atuantes na asa. A análise de cargas estáticas na asa foi realizada considerando diferentes manobras durante o voo da aeronave. Para isso, os valores de deflexão dos comandos para cada manobra, fornecidos pela equipe de Estabilidade e Controle da Equipe Tucano Aerodesign, foram utilizados como *input* do modelo aerodinâmico na *SOL144*, que calculava as distribuições de esforços nas superfícies sustentadoras.

O intuito dessa análise foi não só de se obterem as condições de fator de carga crítico durante o voo, mas também de analisar o efeito da realização de manobras sobre a distribuição de sustentação, que poderia resultar em esforços cortantes não previstos em determinada seção da asa.

A análise de diferentes casos de carregamento gerou um envelope de cargas. Foram consideradas manobras realizadas com as velocidades de manobra ( $V_a$ ), de cruzeiro ( $V_c$ ) e de mergulho ( $V_d$ ). A Tabela 4.4 relaciona cada caso de carga com o respectivo fator de carga resultante.

**Tabela 4.4:** Descrição dos casos de carga analisados.

Caso de carga	Descrição	Fator de carga
1	Voo nivelado em $V_c$	1,00
2	Voo nivelado em $V_a$	1,00
3	Curva coordenada em $V_c$	1,26
4	Curva coordenada em $V_a$	1,16
5	Decolagem	1,15
6	Recuperação de mergulho em $V_d$	2,46

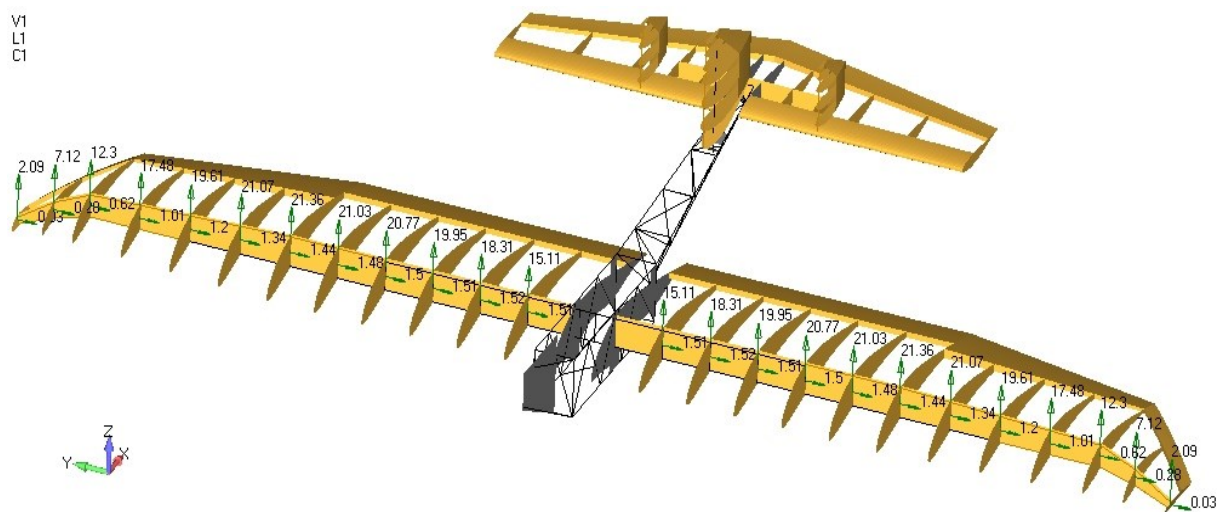
Dentre os casos de carregamento descritos, três foram considerados no dimensionamento estrutural da asa e serão apresentados mais detalhadamente, casos de

carga 1, 3 e 6. A razão reside no fato de que são essas as situações que resultaram nos maiores carregamentos nas superfícies sustentadoras, com distribuições similares às que não foram analisadas, ou seja, possíveis efeitos locais não esperados puderam ser avaliados em suas condições mais extremas.

Nas Tabela 4.5 à Tabela 4.7 e nas Figura 4.6 à Figura 4.8, está detalhada a aplicação dos três casos de carregamento do envelope de cargas no modelo *FEM* da asa 2017. Desta vez, considerou-se a nervura 1 como sendo a nervura mais próxima da raiz da asa com aplicação de carga.

**Tabela 4.5:** Cargas na condição de Voo Nivelado em Vc.

Nervura	Carga cortante [N]	Momento de torção [Nm]
1	15,11	1,51
2	18,31	1,52
3	19,95	1,51
4	20,77	1,50
5	21,03	1,48
6	21,36	1,44
7	21,07	1,34
8	19,61	1,20
9	17,48	1,01
10	12,30	0,62
11	7,12	0,28
12	2,09	0,03



**Figura 4.6:** Distribuição de cargas na condição de Voo Nivelado em Vc na asa.



Tabela 4.6: Cargas na condição de Curva à direita em Vc.

Nervura	Carga cortante Semi-asa esquerda [N]	Carga cortante Semi-asa direita [N]	Momento de torção [Nm]
1	15,20	15,00	2,02
2	18,60	18,10	2,18
3	20,30	19,60	2,26
4	21,30	20,20	2,33
5	21,90	20,10	2,36
6	23,20	19,60	2,34
7	23,70	18,50	2,20
8	22,20	17,00	1,97
9	19,70	15,30	1,64
10	13,40	11,20	0,81
11	7,42	6,82	0,34
12	2,15	2,02	0,02

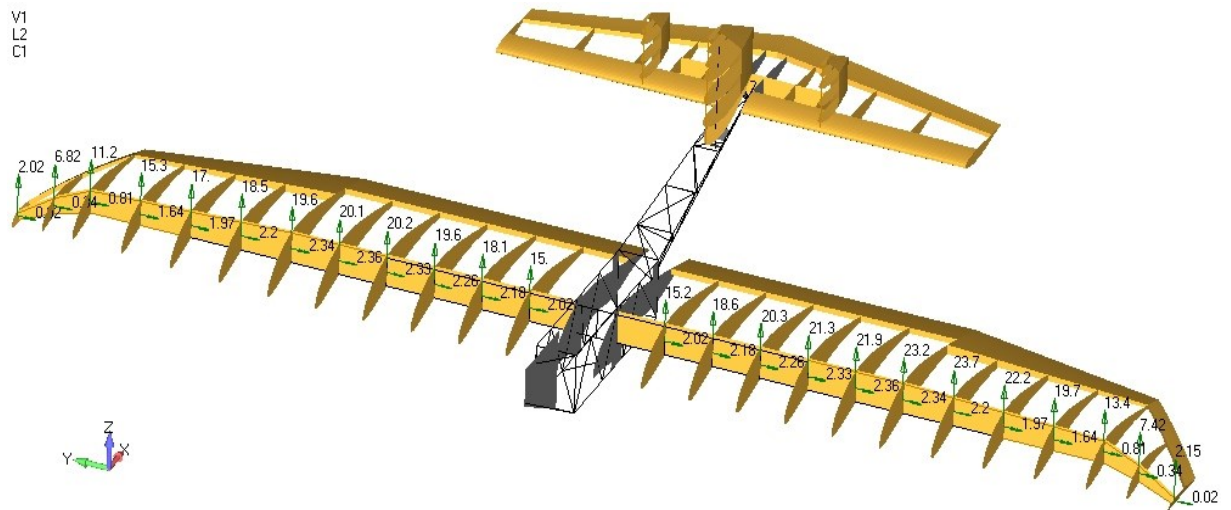
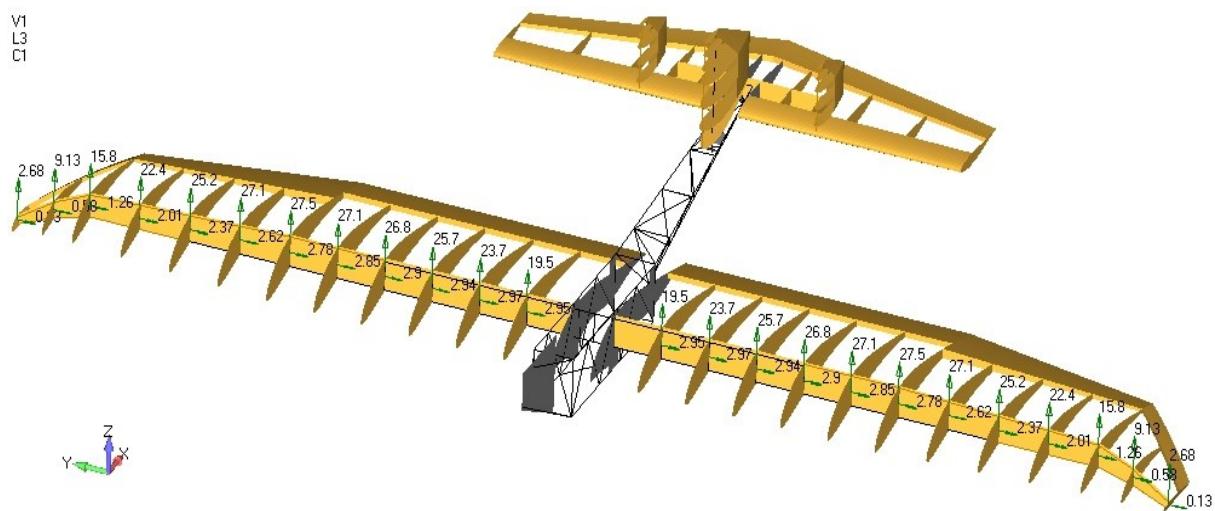


Figura 4.7: Distribuição de cargas na condição de Curva à direita em Vc na asa.

**Tabela 4.7:** Cargas na condição de Recuperação de mergulho em Vd.

Nervura	Carga cortante [N]	Momento de torção [Nm]
1	19,50	2,95
2	23,70	2,97
3	25,70	2,94
4	26,80	2,90
5	27,10	2,85
6	27,50	2,78
7	27,10	2,62
8	25,20	2,37
9	22,40	2,01
10	15,80	1,26
11	9,13	0,58
12	2,68	0,13

**Figura 4.8:** Distribuição de cargas na condição de Recuperação de mergulho em Vd na asa.

Em todas as condições citadas, para ambos os projetos, o modelo estrutural foi engastado por um nó localizado no CG da aeronave, conectado a quatro nós na fuselagem, pelo elemento rígido *RBE2*.

#### 4.4 Propriedades e ensaios mecânicos dos materiais

São apresentadas na Tabela 4.8 as propriedades mecânicas dos principais materiais utilizados, juntamente com as respectivas referências. Ressalta-se que, para a realização do *FEM*, a madeira balsa foi considerada ortotrópica, enquanto o tubo de carbono, devido ao

fato das fibras estarem dispostas uni-direcionalmente, foi considerado isotrópico. Na Tabela 8, os índices  $L$ ,  $T$  e  $R$  correspondem às direções longitudinal, transversal e radial, respectivamente.

**Tabela 4.8:** Propriedades elástico-mecânicas dos materiais utilizados.

Material	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_{LT}$ [GPa]	$G_{LR}$ [GPa]	$G_{TR}$ [GPa]	Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	Referência
<b>Carbono unidirecional</b>	84,9	7,78	6,00	3,08	5,00	1440	Ensaio de tração.
<b>Balsa</b>	2,0	0,186	0,200	0,127	0,021	136	(Doyle, 1956)
-	$E$ [GPa]		$\nu$		-	-	-
<b>Tubo de carbono</b>	127		0,45		-	1570	Ensaio de flexão e catálogo do fabricante <i>Midwest</i> <sup>®</sup>

Na Tabela 4.9 são descritos os limites de resistência mecânica dos diferentes materiais utilizados nos projetos das duas asas em estudo.

**Tabela 4.9:** Valores limites de resistências mecânicas dos materiais utilizados.

Material	$\sigma_T$ [MPa]	Referência
<b>Carbono unidirecional</b>	386	Ensaio 2
<b>Balsa</b>	50	(Doyle, 1956)
<b>Tubo de carbono</b>	300	Catálogo do fabricante <i>Midwest</i> <sup>®</sup>
-	$\tau$ [MPa]	-
<b>Cola Loctite superbonder</b>	7	Catálogo da fabricante <i>Loctite</i> <sup>®</sup> .
<b>Parafuso (Aço)</b>	150	Catálogo da fabricante <i>CISER</i> <sup>®</sup> .

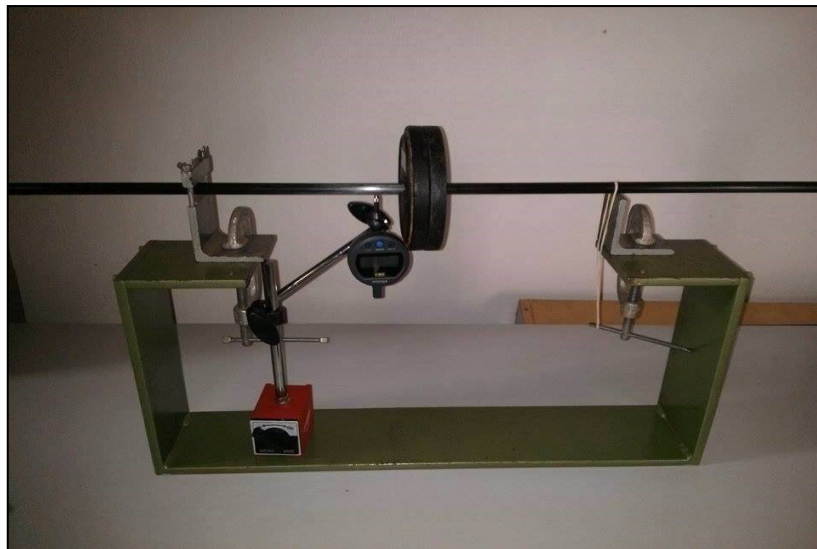
#### 4.4.1 Ensaio de Flexão do Tubo de Carbono Unidirecional

O módulo de Elasticidade ( $E_L$  e  $E_T$ ) do tubo de carbono, mostrado na Tabela 4.8, foi obtido por meio de um ensaio de flexão bi-apoiado realizado pelos autores, no Laboratório

de Mecânica de Estruturas Prof. José Eduardo Tannús Reis (LMEst-FEMEC-UFU). Para tanto, foram aplicados níveis de cargas crescentes, no meio do comprimento de um tubo com diâmetro externo de 5 mm e 3 mm de diâmetro interno e, anotados os deslocamentos verticais ocorridos no ponto médio do comprimento do tubo, a partir do qual foi possível obter-se o  $E$  através das Equações (4.1) e (4.2). Os detalhes e resultados são mostrados na Figura 4.9 e Tabela 4.10.

$$I = \frac{\pi \cdot (D_e^4 - D_i^4)}{64} \quad (4.1)$$

$$E = \frac{P \cdot L^3}{48 \cdot I \cdot y} \quad (4.2)$$



**Figura 4.9:** Representação do ensaio de flexão no tubo.

**Tabela 4.10:** Registros do ensaio de flexão.

<b>P</b> <b>[N]</b>	<b><math>y_{máx}</math></b> <b>[mm]</b>
<b>0,99</b>	0,40
<b>1,86</b>	0,60
<b>2,69</b>	1,00
<b>4,49</b>	1,65
<b>13,20</b>	5,40

#### 4.4.2 Ensaio de Tração do Carbono Unidirecional

As propriedades da manta de carbono com fibras unidirecionais foram obtidas através da realização de ensaios de tração, para os quais foram utilizados três corpos de prova. Os resultados obtidos estão mostrados na Tabela 4.11.

**Tabela 4.11:** Propriedades da manta de carbono utilizada.

Corpo de prova	Material	Massa [kg]	Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	$F_r$ [N]	$\sigma_{m\acute{a}x}$ [MPa]	$\sigma_m$ [MPa]
1		0,0404	1262,50	2205	413,44	
2	Carbono	0,0355	1267,86	1906	466,78	422,38
3		0,0356	1271,43	1580	386,94	

#### 4.5 Critérios de Falha

Segundo Buffoni (2015), elementos estruturais são projetados de maneira que o material que os compõem não venham a escoar ou romper pela ação dos carregamentos. Dessa forma quando o engenheiro necessita elaborar um projeto com um determinado material estrutural, o mesmo deve estabelecer parâmetros limítrofes para o estado de tensão relacionados à falha do material. Se o material for dúctil, geralmente a falha será especificada pelo início do escoamento; se o material for frágil, ela será especificada pela fratura.

Assim, para verificar se a estrutura apresenta o desempenho esperado, deve-se escolher um critério de falha. Neste projeto, foram utilizados basicamente dois tipos de material constituinte dos elementos estruturais das asas em estudo: tubos de carbono com fibras unidirecionais e madeira balsa. No ano de 2016, utilizaram-se para estes materiais os critérios de Máxima Tensão Normal e Von Mises, respectivamente. No entanto, verificou-se, após *feedbacks* de organizadores da competição que o critério de Von Mises não era adequado para analisar materiais frágeis anisotrópicos e, por isso, no ano de 2017, utilizou-se o critério de Máxima Deformação para analisar tal material. Em seguida, é feita a abordagem de cada critério.

##### 4.5.1 Critério da Máxima Tensão Normal (*Max Stress*)

Segundo Buffoni (2015), a hipótese da teoria da tensão normal máxima considera que um elemento constituído de material frágil falha quando a tensão principal máxima no material atinge a tensão normal máxima que o material pode suportar em um teste de tração uniaxial. Avalia-se individualmente a resistência em cada um dos eixos principais do

material. Esta teoria também admite que falhas em compressão ocorram com a mesma tensão máxima que as falhas em tração.

Utilizou-se esse critério para o dimensionamento das longarinas de tubo de carbono, em que a tensão máxima admissível para este material, segundo o catálogo da fabricante Midwest®, é de 300MPa.

#### **4.5.2 Critério de Von Mises**

Esse critério de ruptura, também conhecido na literatura como teoria da máxima energia de distorção, é largamente utilizado para a previsão da falha de materiais dúcteis e foi concebido com base em evidências experimentais.

De acordo com Buffoni (2015), segundo as premissas deste critério, o escoamento de um material dúctil ocorre quando a energia de distorção por unidade de volume do material for igual ou superior à energia de distorção por unidade de volume do mesmo material quando ele atinge o escoamento em um ensaio de tração.

Tal critério foi utilizado no dimensionamento das chapas de madeira balsa no ano de 2016, onde a tensão admissível da balsa, segundo DOYLE (1956) é de 50MPa.

#### **4.5.3 Critério da Máxima Deformação (*Max Strain*)**

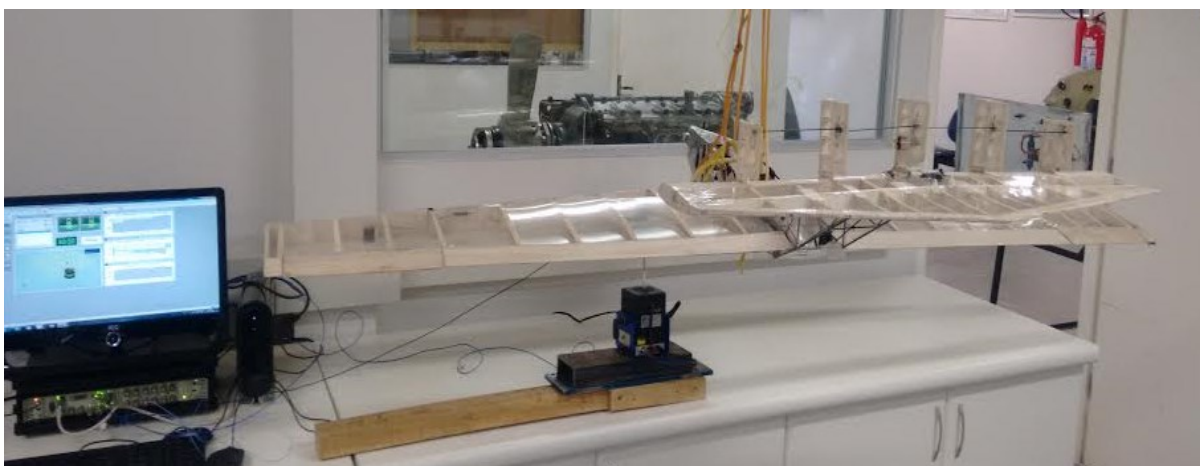
Este método é muito similar, em sua base teórica, ao critério da Máxima Tensão Normal. Enquanto o outro identifica a condição de falha através da tensão de ruptura do material, este a identifica através da deformação.

Segundo Buffoni (2015), o equacionamento deste método inicia do mesmo modo que o anterior, através do cálculo das tensões na direção principal do material. Utilizam-se as relações constitutivas do material para, assim, encontrar os valores de deformação. Estes valores são comparados com as deformações máximas correspondentes ao limite da fratura do material.

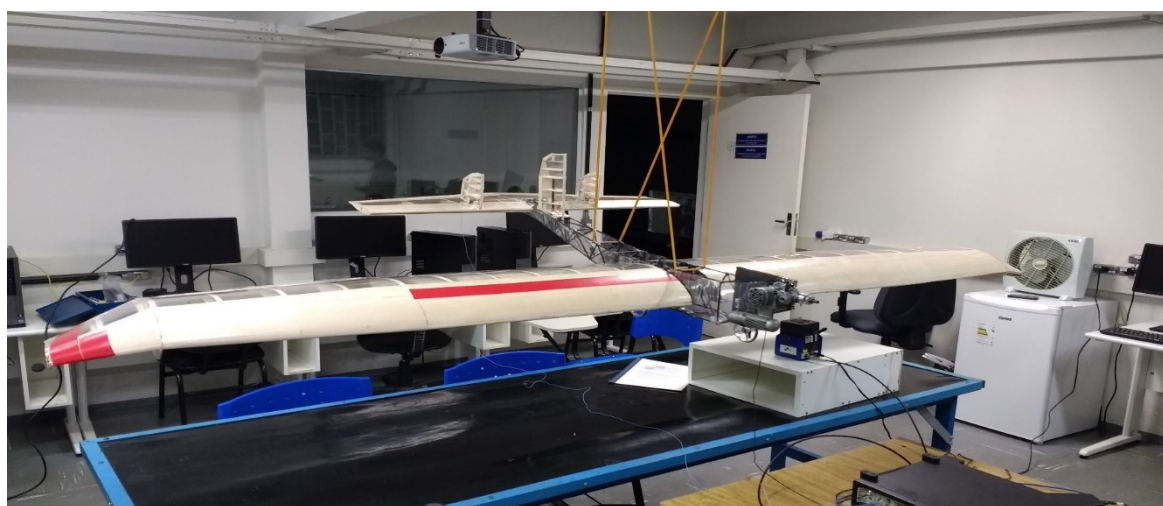
Tal critério foi utilizado no dimensionamento das chapas de madeira balsa no ano de 2017, onde o *strain* admissível da balsa, segundo Doyle (1956) é de 0,025m/m.

#### **4.6 Ajuste do Modelo *FEM***

Ajustaram-se, por meio de um ensaio dinâmico denominado *Ground Vibration Test* (GVT), os modelos estruturais completos das aeronaves 2016 e 2017. O ensaio dinâmico foi realizado com a aeronave suspensa por elásticos flexíveis (condição livre-livre), conforme mostrado nas Figuras 4.10 e 4.11. O método de análise modal experimental utilizado foi baseado em ASSIS et al. (2015), a partir dos softwares *PULSE LabShop®* e *Me'scope®*.



**Figura 4.10:** Visualização global do ensaio realizado na aeronave 2016.



**Figura 4.11:** Visualização global do ensaio realizado na aeronave 2017.

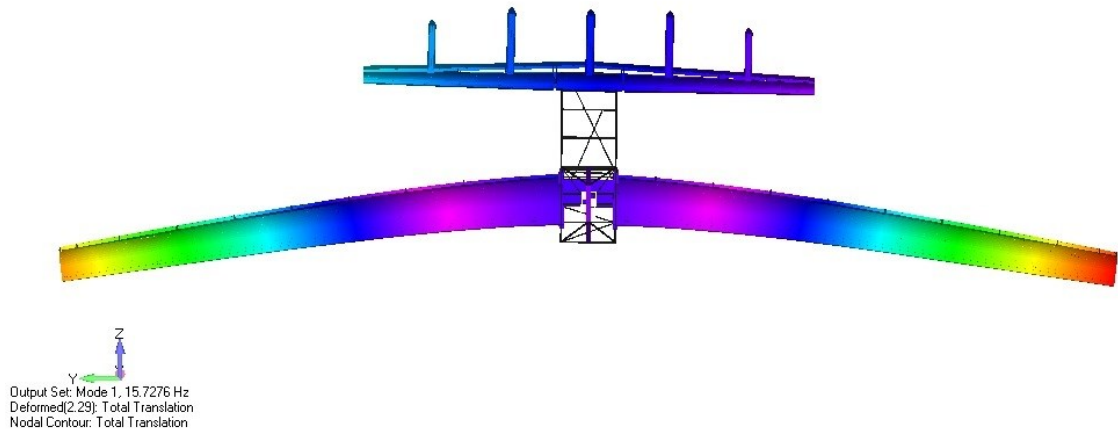
Com acelerômetros distribuídos em toda a aeronave, foram obtidas as funções de resposta em frequência (*FRFs*) considerando 25 médias lineares, nas três direções coordenadas. O excitador eletromecânico disponível no LEEAR (Laboratórios de Ensino de Engenharia Aeronáutica, FEMEC-UFU) foi posicionado, primeiramente, na terceira nervura da semi-asa esquerda (direção vertical) e, em seguida, lateralmente à fuselagem (direção horizontal). Em todas as direções foi ajustada uma faixa de frequência de 0 a 100 Hz, inserindo um filtro passa-baixa em 100 Hz.

Com os resultados experimentais adquiridos, as rigidezes do modelo estrutural *FEM* foram ajustadas por meio de pequenas modificações nas propriedades dos materiais. As massas e inércias foram validadas com o desenho oficial da aeronave em *CAD* e com a pesagem dos componentes.

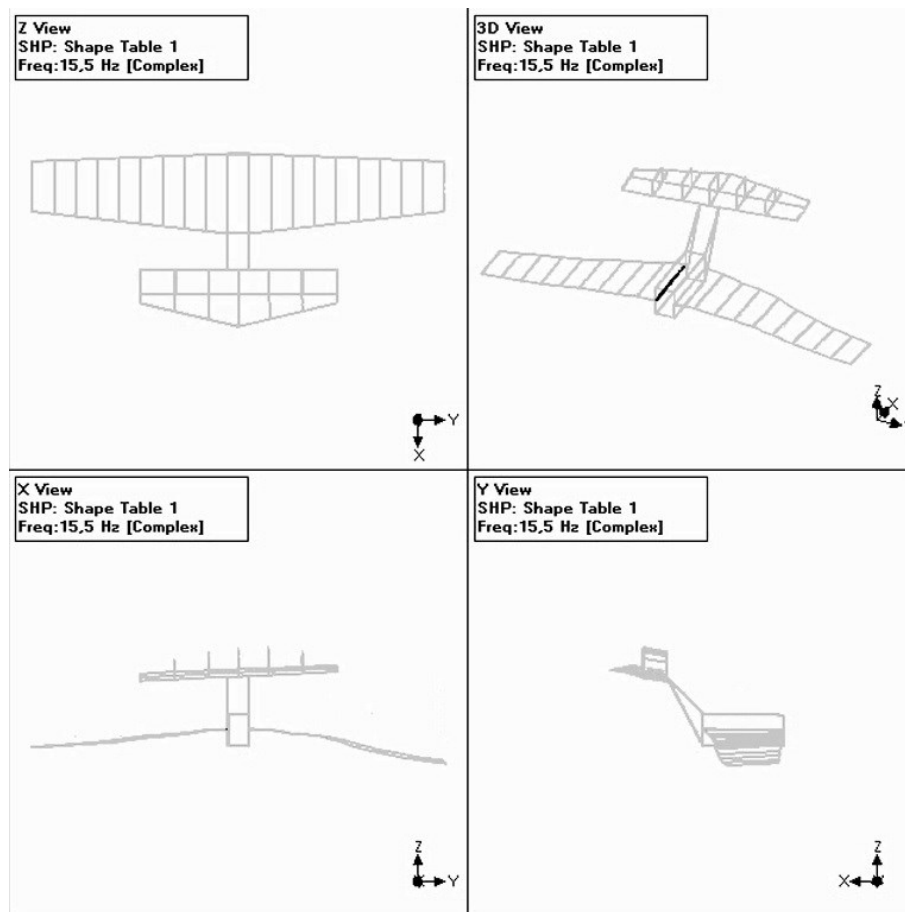
As *FRFs* exibem, em ambos os ensaios, os mesmos valores de frequências naturais, evidenciando a deformação modal nos dois planos de medição. As Figuras 4.12 à 4.17 e as

Figuras 4.18 à 4.22 apresentam os resultados da análise modal em *Nastran*® e experimentais para os anos de 2016 e 2017, respectivamente.

VI



(a)

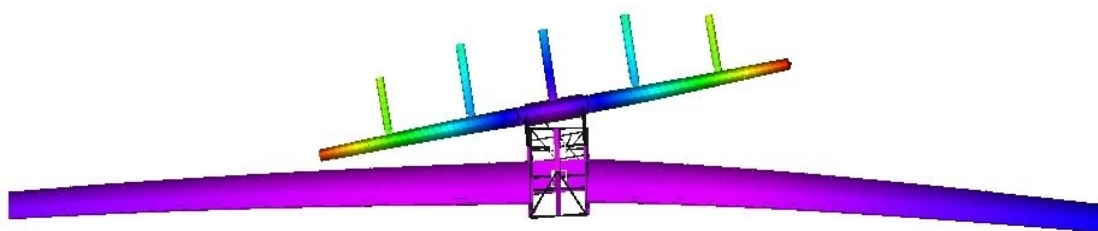



(b)

**Figura 4.12:** Primeiro modo de flexão de asa em: (a) 15,72 Hz em *Nastran*®; (b) 15,5 Hz experimental – Erro=1,42% (2016).

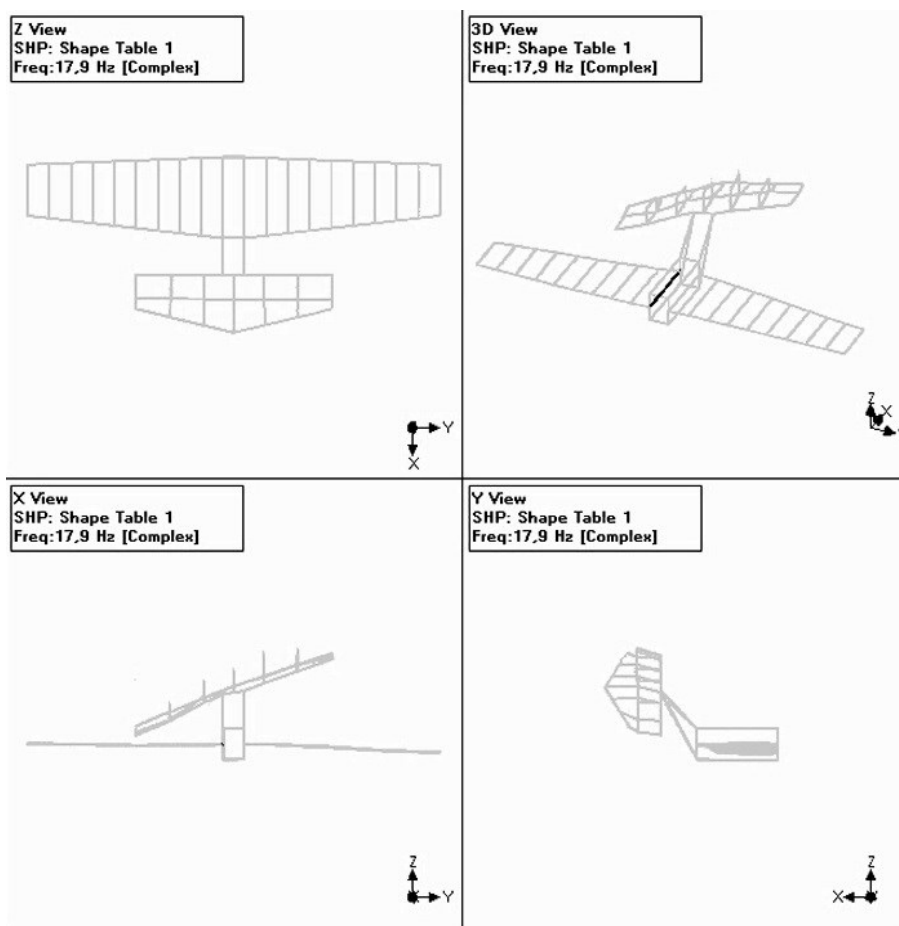


V1



  
 Output Set: Mode 2, 18,03587 Hz  
 Deformed(4.223); Total Translation  
 Nodal Contour: Total Translation

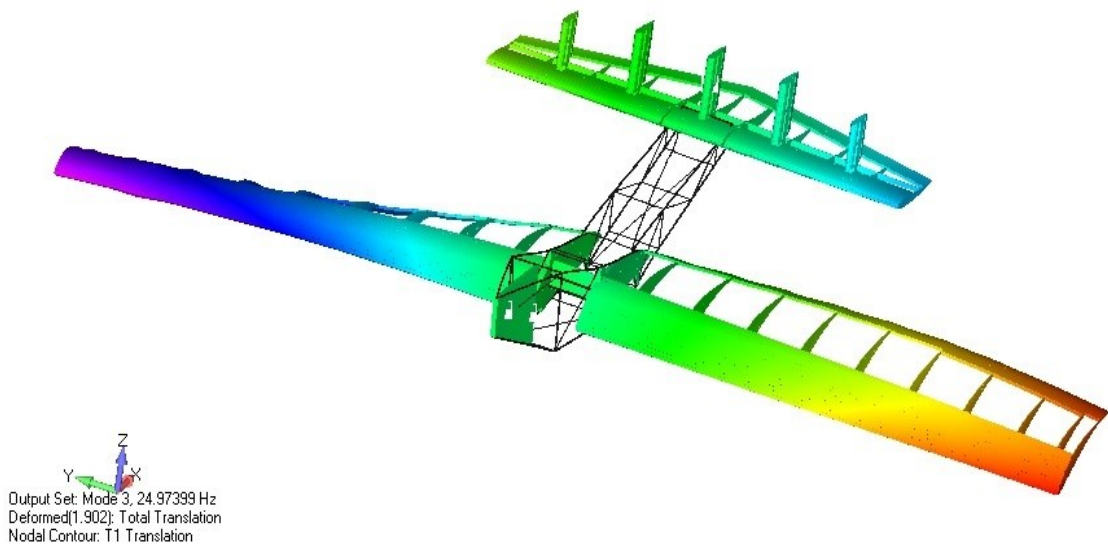
(a)



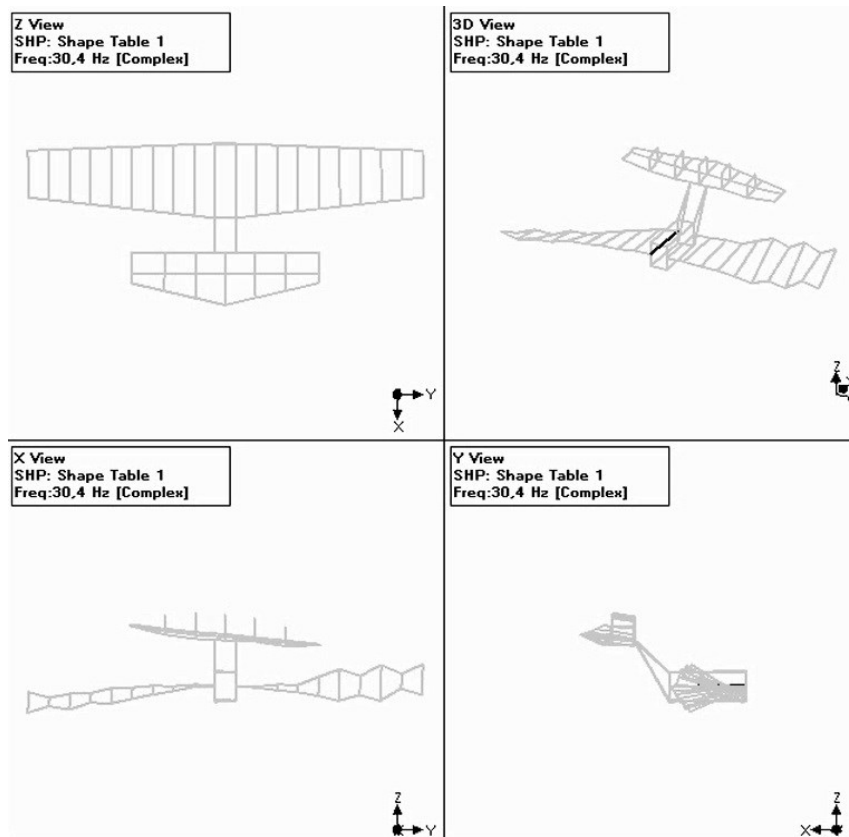
(b)

**Figura 4.13:** Modo de torção de boom em: (a) 18,04 Hz em Nastran®; (b) 17,9 Hz experimental – Erro=0,78% (2016).

VI



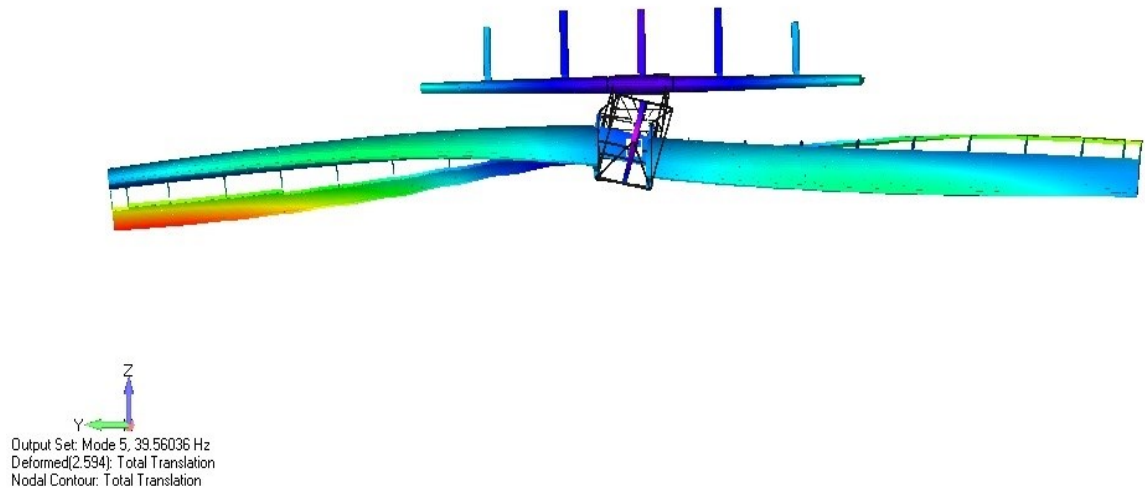
(a)



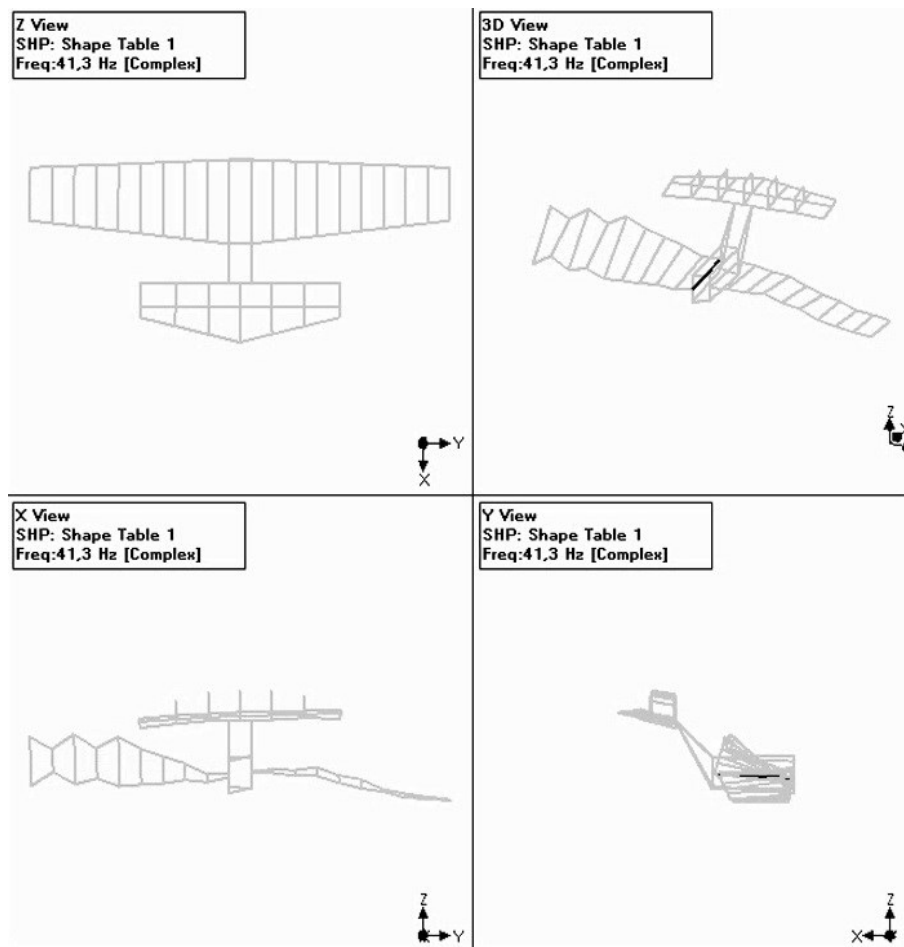
(b)

**Figura 4.14:** Primeiro modo de torção de asa com *in-plane* assimétrico em: (a) 24,97 Hz em *Nastran*®; (b) 30,3 Hz experimental – Erro=17,6% (2016).

v1



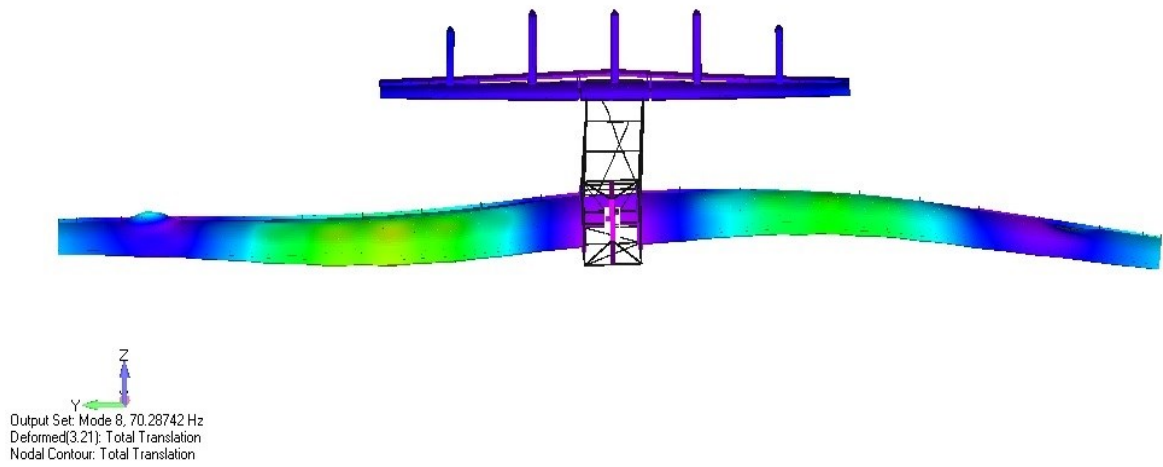
(a)



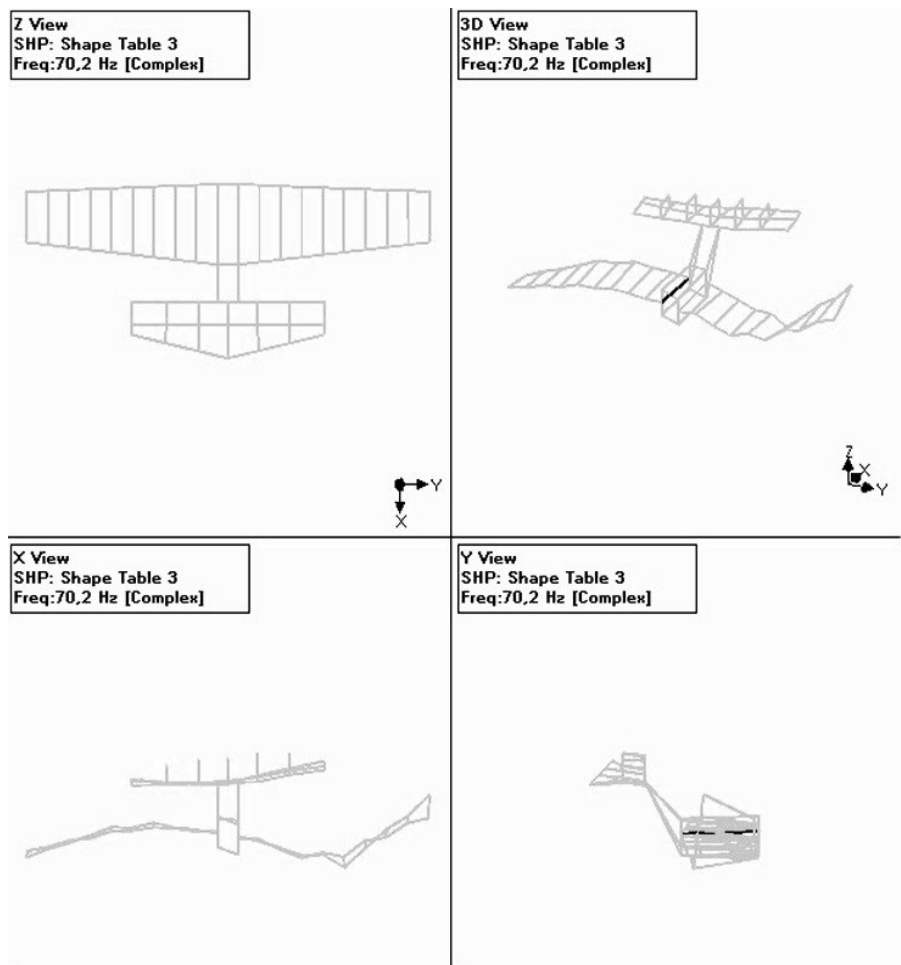
(b)

**Figura 4.15:** Modo de torção de asa em: (a) 39,56 Hz em *Nastran*®; (b) 41,3 Hz experimental – Erro=4,2% (2016).

VI



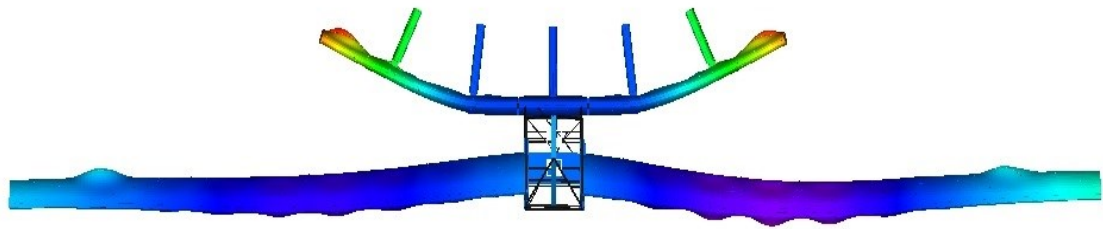
(a)




(b)

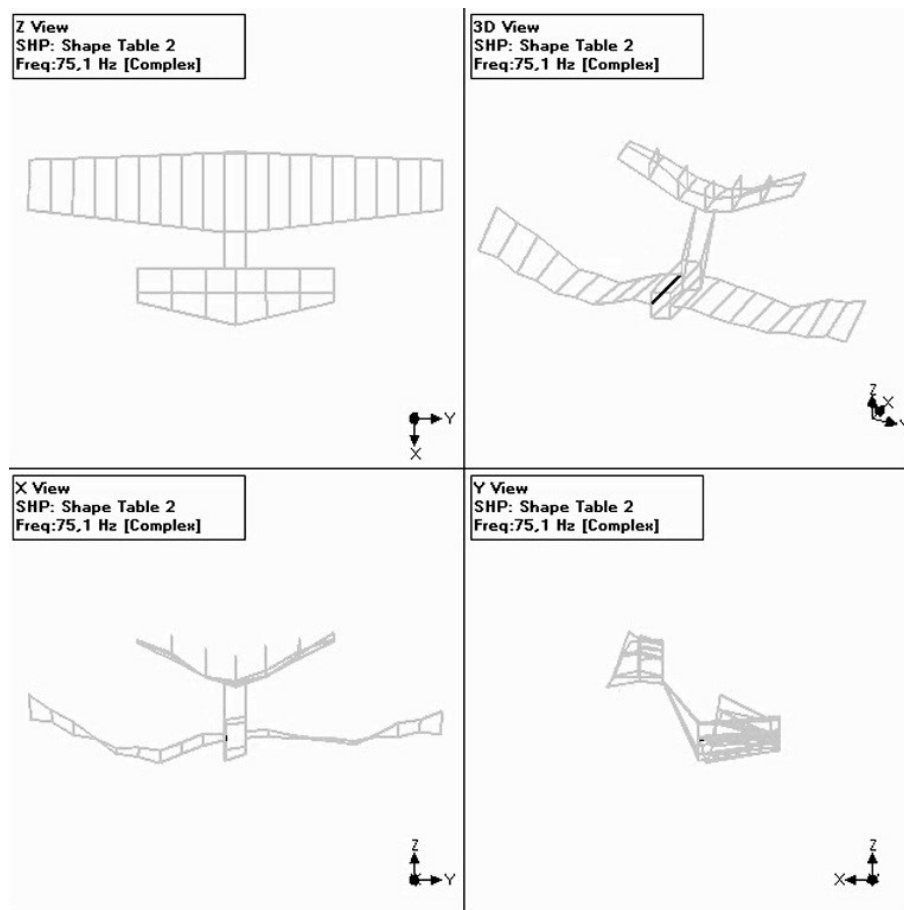
**Figura 4.16:** Modo assimétrico de flexão de asa em: (a) 70,29 Hz em Nastran®; (b) 70,2Hz experimental – Erro=0,13% (2016).

v1



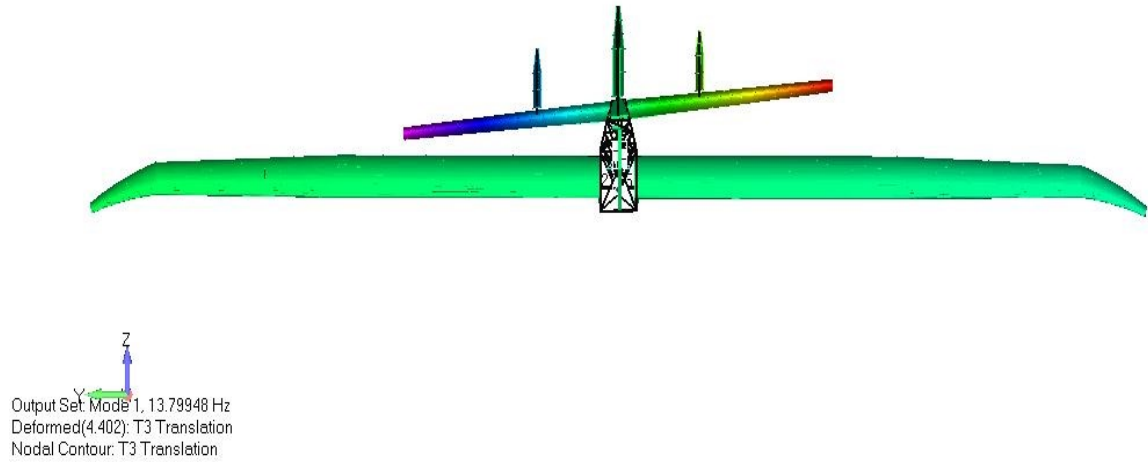
  
 Output Set: Mode 9, 74.20181 Hz  
 Deformed(4.994): Total Translation  
 Nodal Contour: T3 Translation

(a)

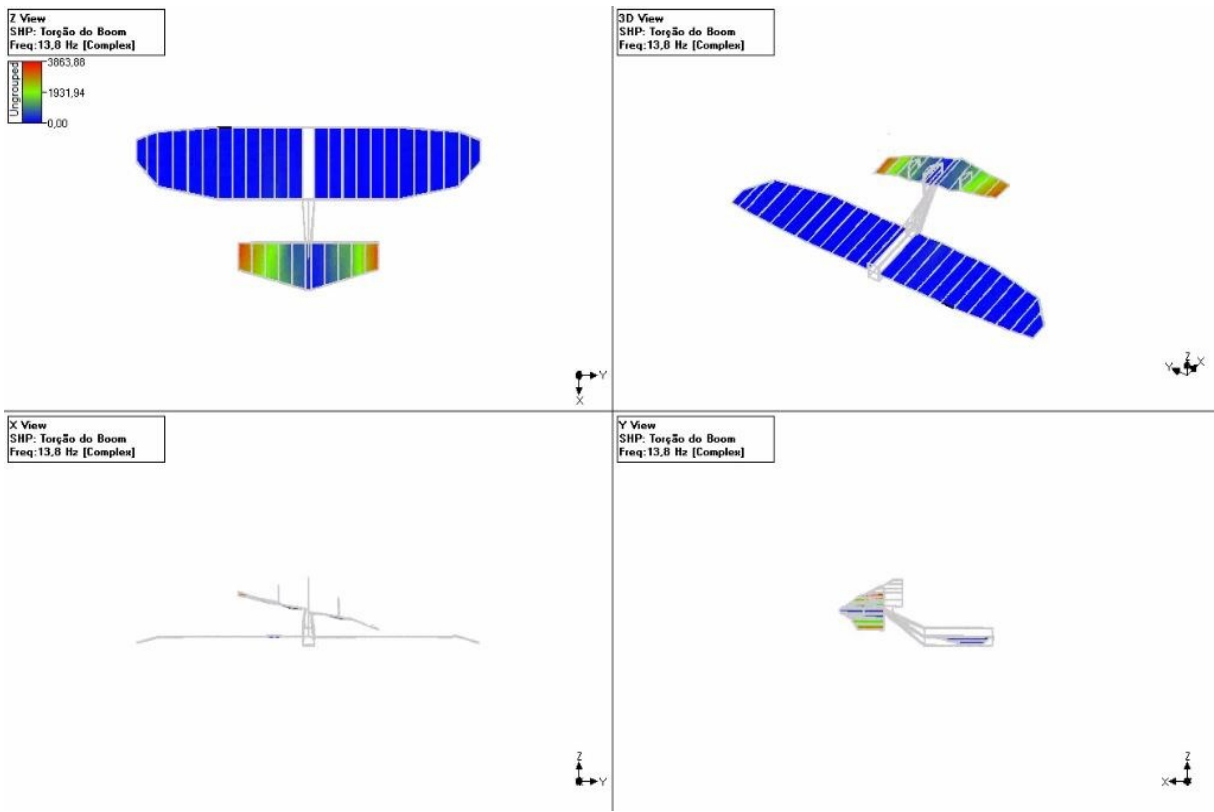


(b)

**Figura 4.17:** Segundo modo de flexão de asa em: (a) 74,20 Hz em Nastran®; (b) 75,1 Hz experimental – Erro=1,19% (2016).

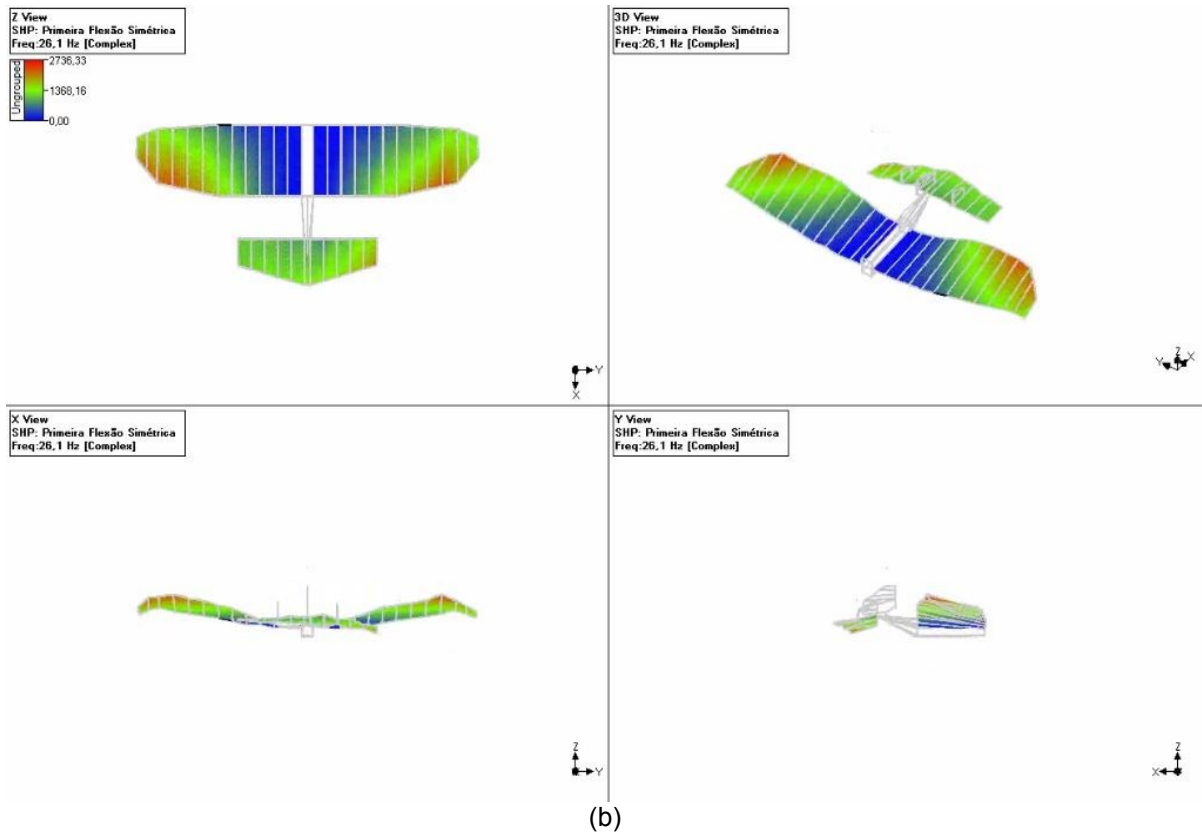
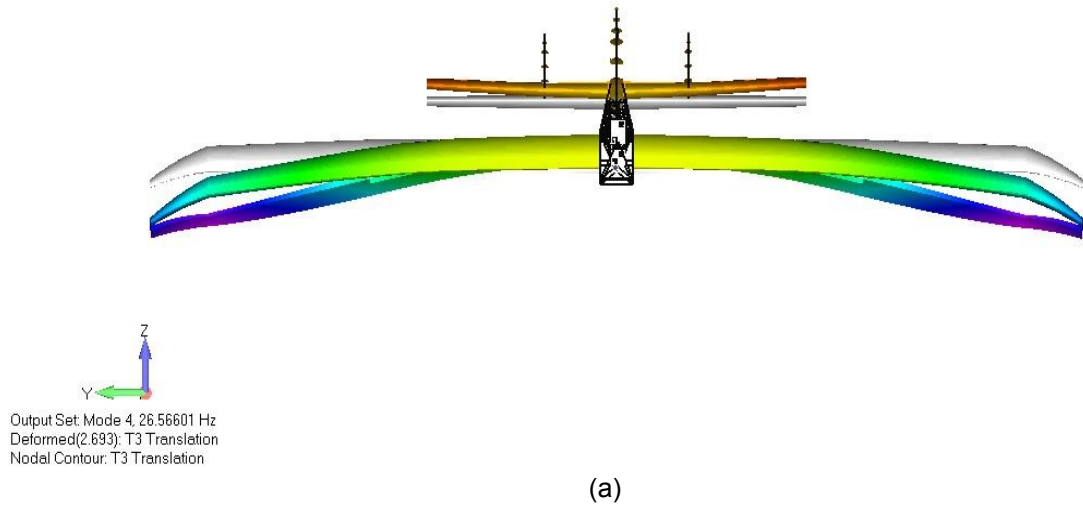


(a)

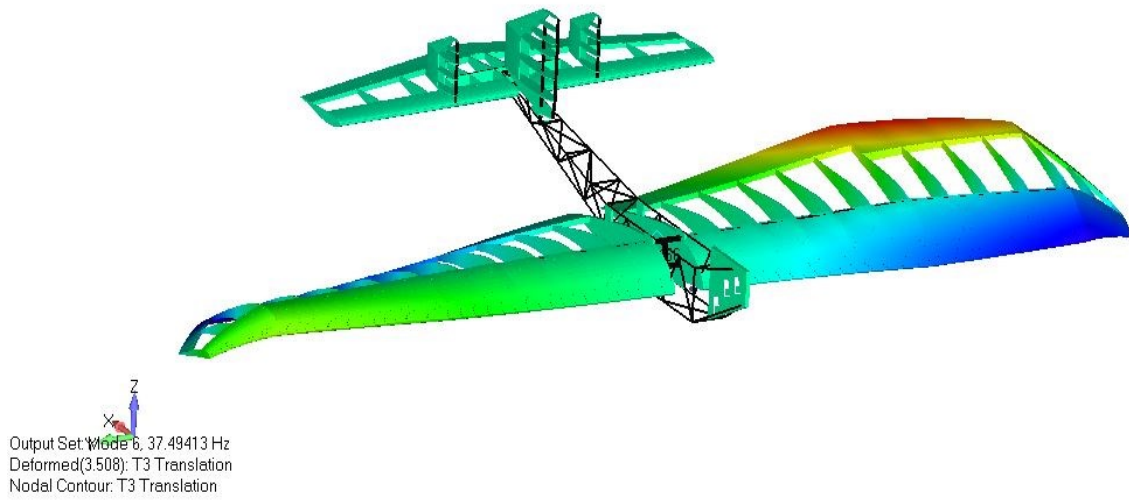


(b)

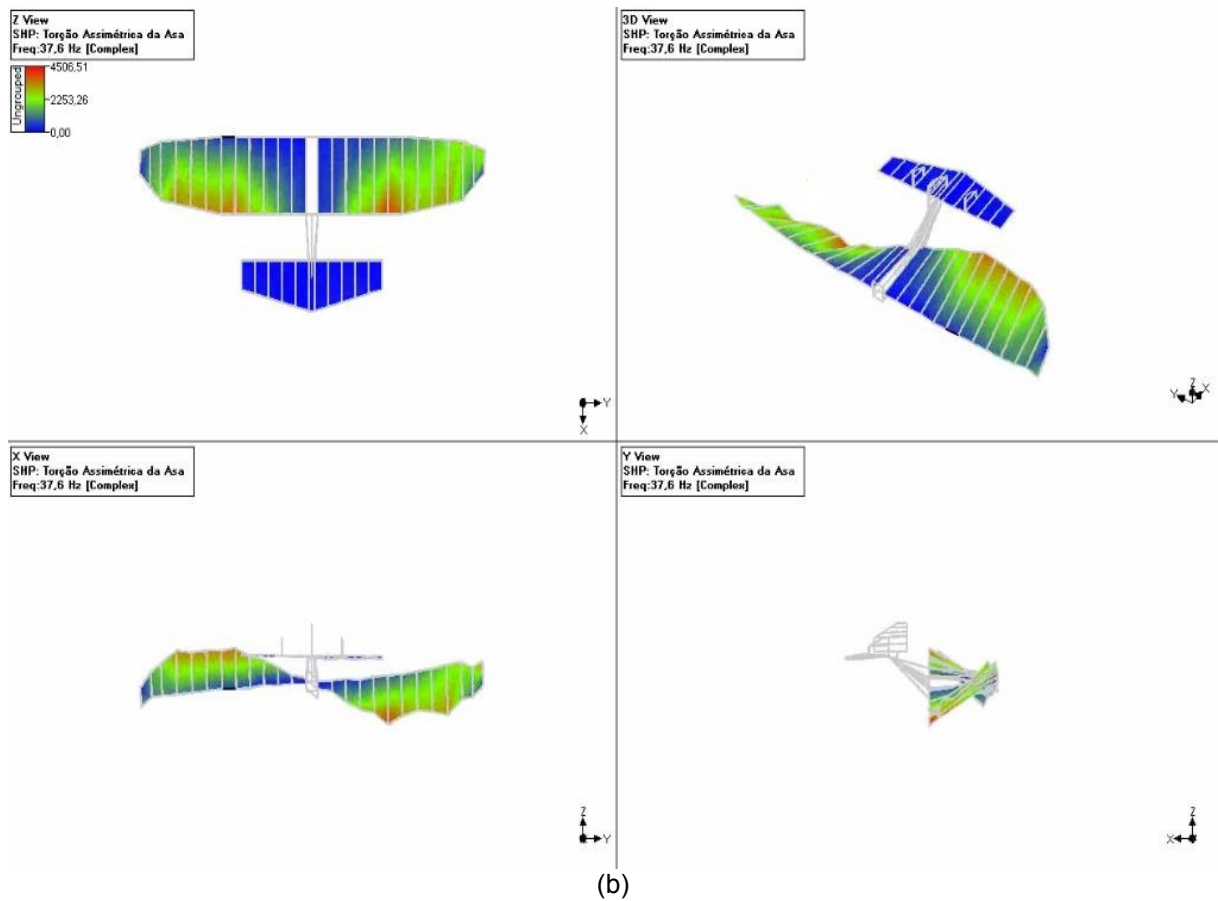
**Figura 4.18:** Modo de torção do *boom* em: (a) 13,79 Hz em *Nastran*®; (b) 13.8 Hz experimental - Erro=0,07% (2017).



**Figura 4.19:** Primeiro modo de flexão simétrica da asa acoplado com torção em: (a) 26,57 Hz em Nastran®; (b) 26,1 Hz experimental - Erro = 1,8% (2017).



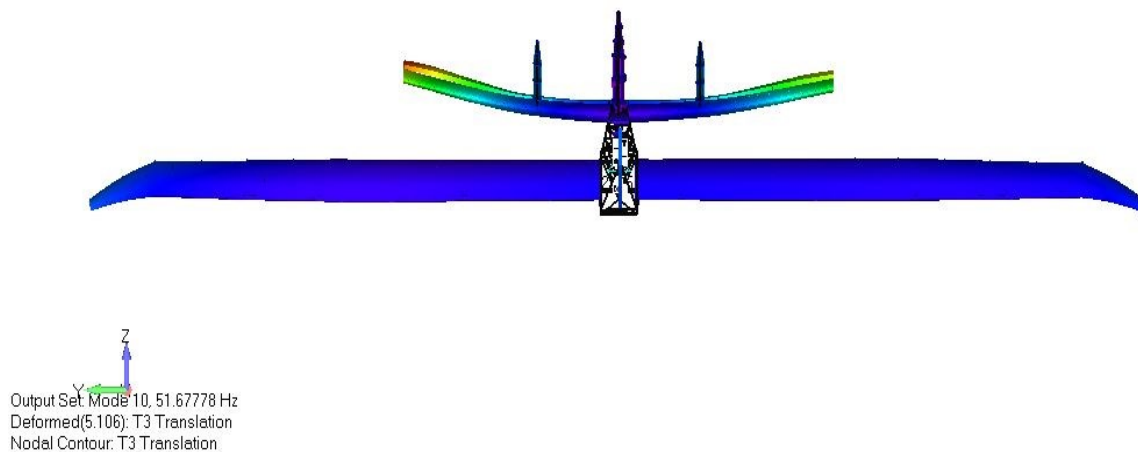
(a)



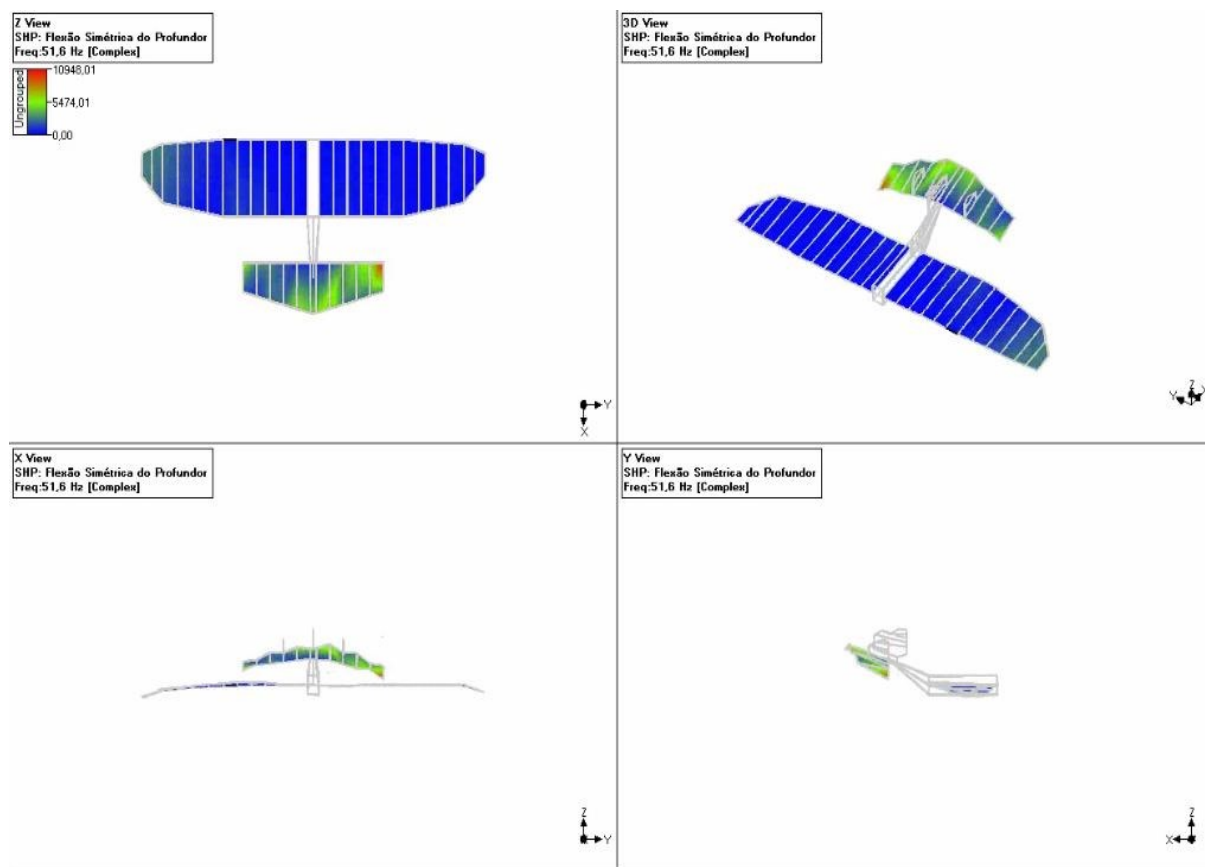
(b)

**Figura 4.20:** Modo de torção assimétrica da asa em: (a) 37,49 Hz em *Nastran*®; (b) 37,6 Hz experimental – Erro = 0,29% (2017).



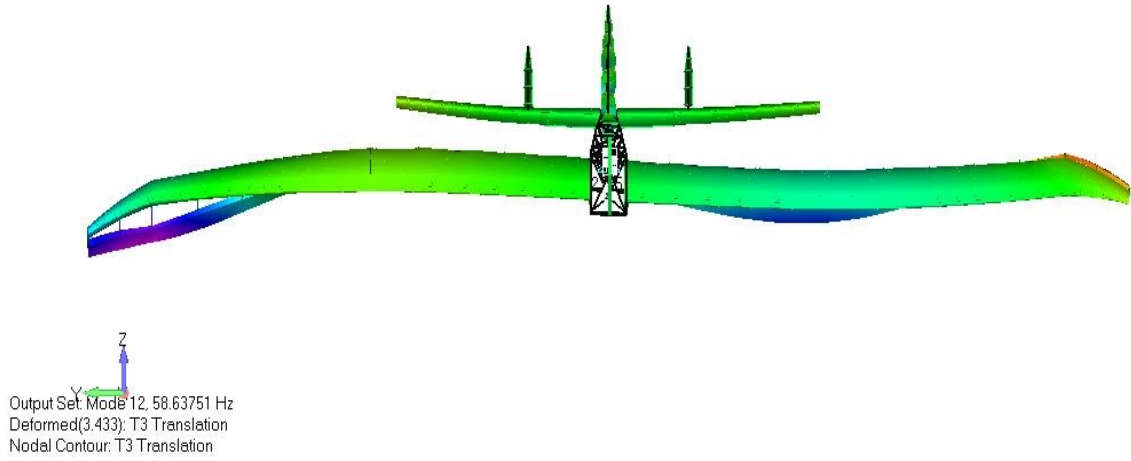


(a)

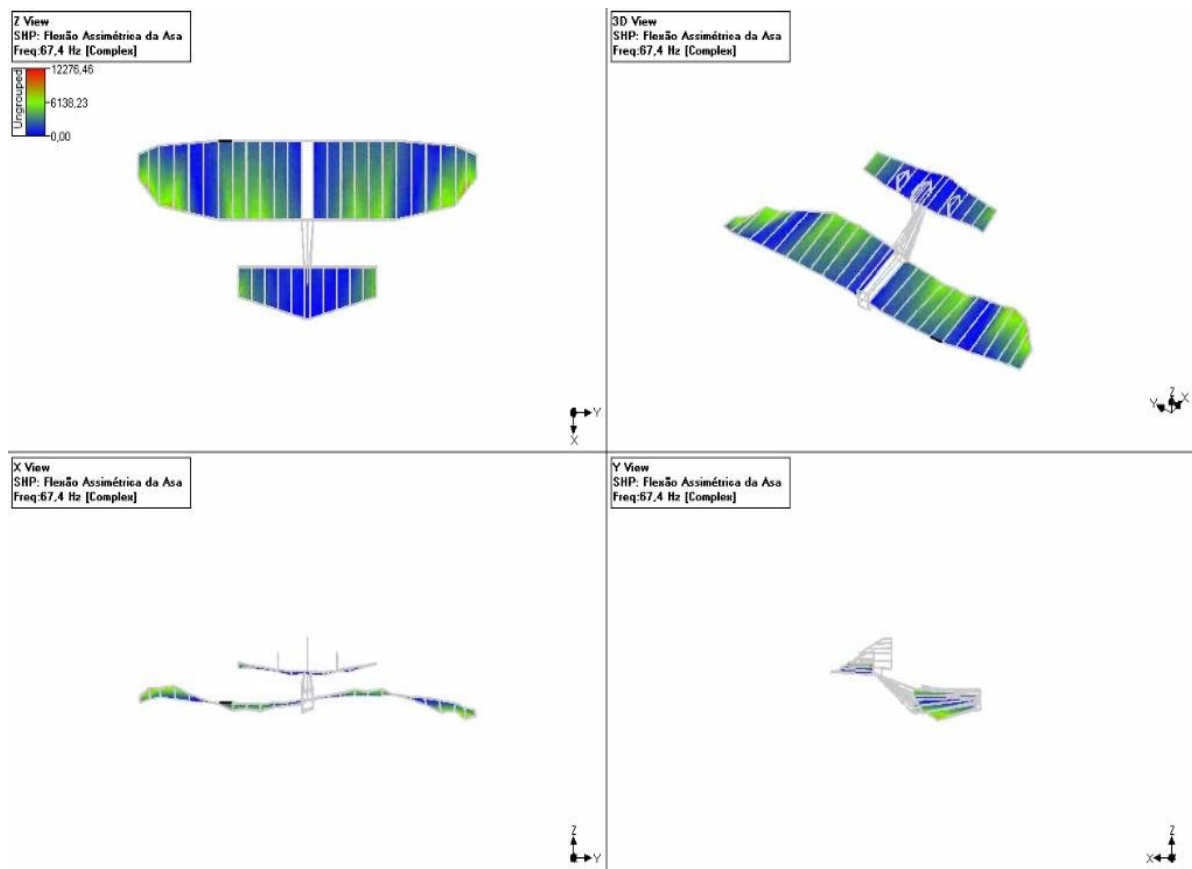


(b)

**Figura 4.21:** Modo de flexão simétrica do profundo em: (a) 51,68 Hz em *Nastran*®; (b) 51,6 Hz experimental – Erro = 0,16% (2017).



(a)



(b)

**Figura 4.22:** Segundo modo de flexão assimétrica da asa em: (a) 58,64 Hz em *Nastran*®; (b) 67,4 Hz experimental – Erro = 12,99%.

#### **4.7 Validação do Modelo *FEM***

Realizaram-se, em ambos os sistemas, dois ensaios estruturais nas asas para validação das rigidezes de torção e flexão do modelo *FEM*. O método para a validação do modelo *FEM* utilizado foi baseado em SIQUEIRA et al. (2018).

Primeiramente, com a asa fixada na fuselagem, aplicaram-se cargas reais críticas de voo em pontos distantes do bordo de fuga e discretizadas nas nervuras de uma semi-asa, através de gabaritos rígidos fixos nas mesmas. Assim, foi possível obter-se o valor de torção para um determinado ponto e, em seguida, comparar tal valor com o obtido no modelo de elementos finitos.

Em seguida, ainda com a asa fixada na fuselagem, distribuíram-se cargas reais críticas sobre a asa, discretizado-as em algumas nervuras, onde foi possível obter o valor da deflexão na ponta da asa e, então, comparar com o valor obtido no modelo *FEM*.

## CAPÍTULO V

### ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES

A partir de toda a metodologia definida, pode-se fazer uma análise detalhada dos resultados obtidos com as análises estruturais realizadas. Procederam-se, no modelo *FEM* das asas, às análises estática e de flambagem, com o intuito de verificar as tensões, deformações e modos de flambagem da estrutura. Os resultados estão apresentados a seguir.

#### 5.1 Projeto 2016

A Figura 5.1 mostra a distribuição de tensões pelo critério de Von-Mises nas chapas de balsa, indicando uma tensão máxima de 44,5 MPa, constatando-se um fator de segurança (*FS*) de 1,12 na região mais crítica, calculado de acordo com a Equação 5.1.

$$FS = \frac{\text{Valor admissível}}{\text{Valor calculado}} \quad (5.1)$$

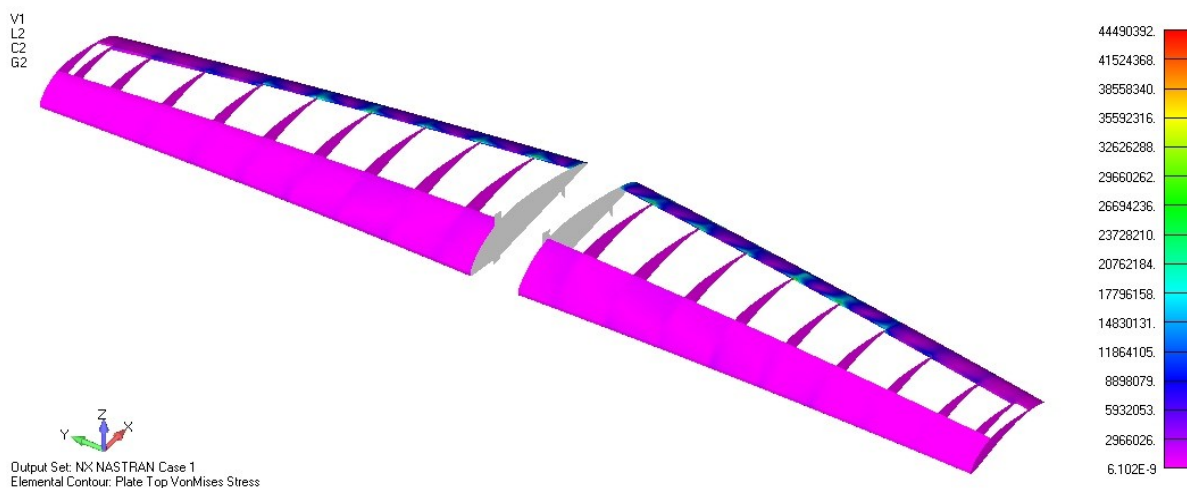
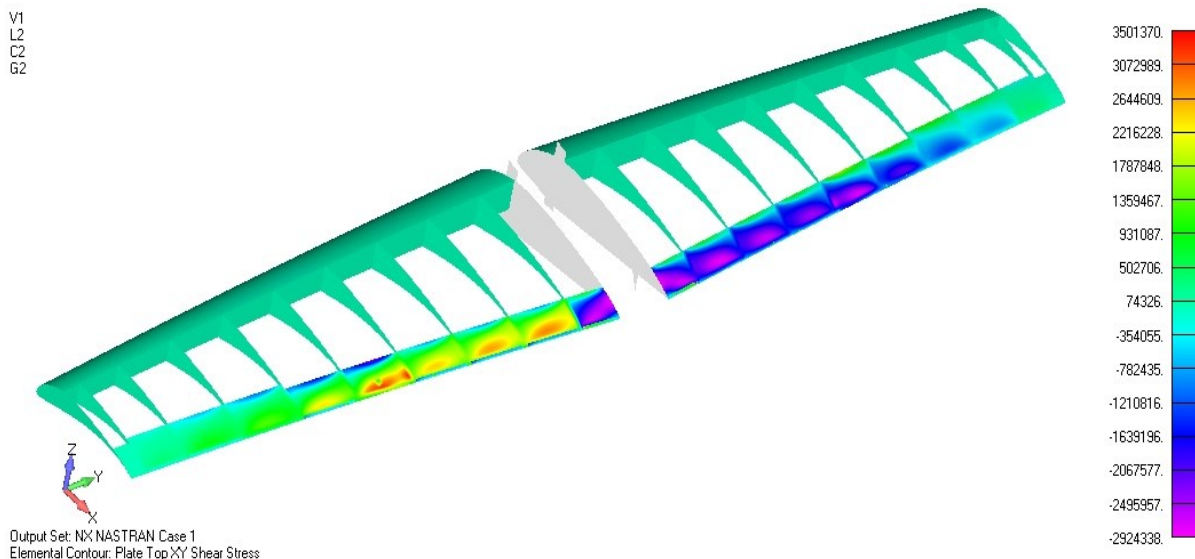


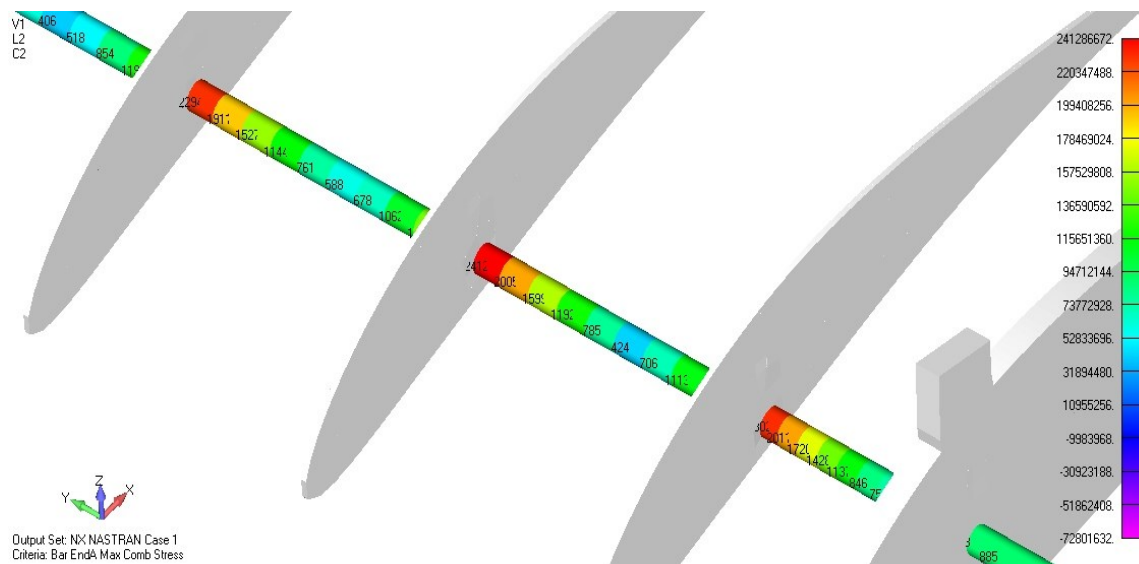
Figura 5.1: Tensões por critério de Von Mises na asa 2016.

A Figura 5.2 mostra as tensões cisalhantes na região de colagem de chapas, onde pode-se notar que a tensão máxima de 3,5 MPa é inferior à máxima suportada pela cola instantânea, resultando em um *FS* de 2,0.



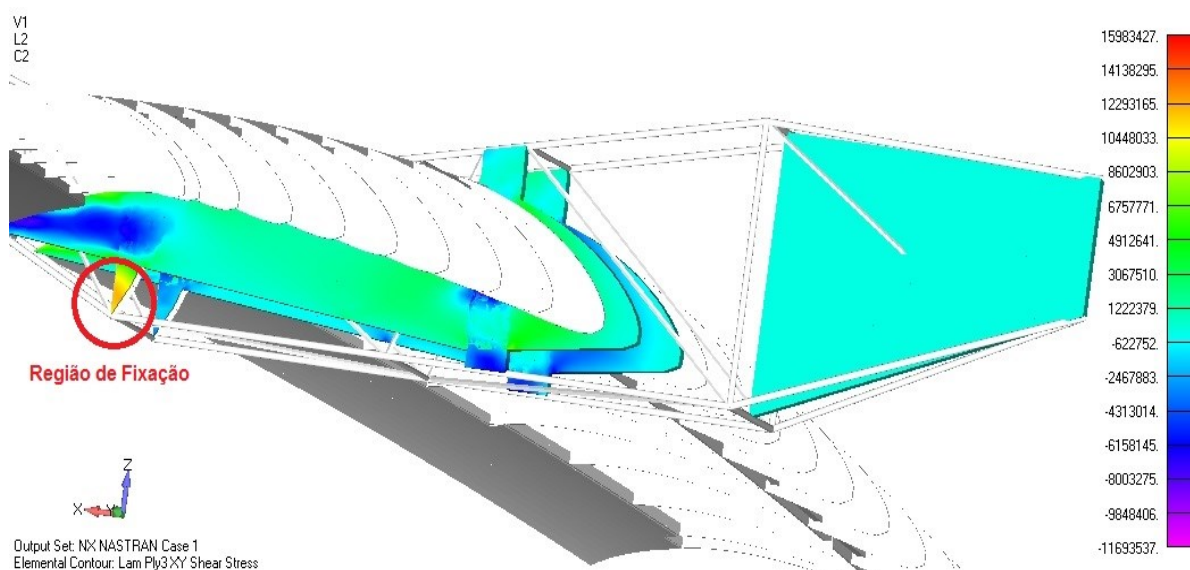
**Figura 5.2:** Tensões cisalhantes atuantes na asa 2016.

Para os tubos de carbono, observa-se, na Figura 5.3, que a máxima tensão foi de 241,3 MPa no tubo mais solicitado, obtendo-se um *FS* de 1,24 na região mais crítica.



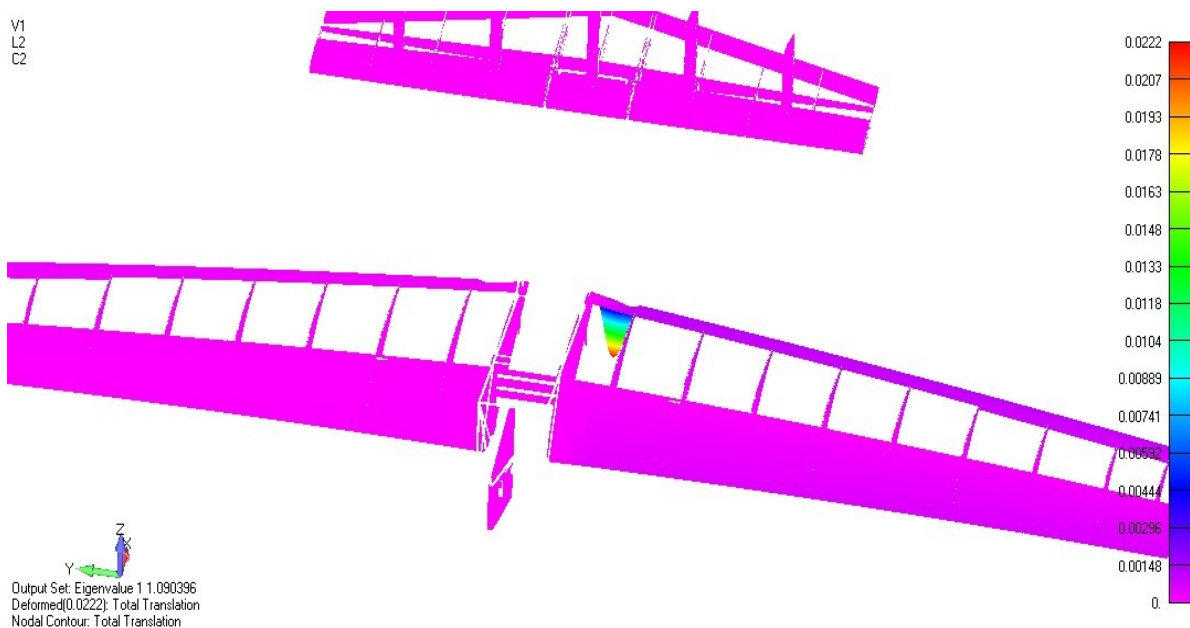
**Figura 5.3:** Tensões máximas no tubo mais crítico da asa 2016.

Na região de fixação asa-fuselagem (Figura 5.4), verifica-se uma tensão cisalhante de 15,2 MPa, revelando um *FS* de 9,43 para utilização do parafuso na configuração real.



**Figura 5.4:** Tensão cisalhante na região de fixação asa-fuselagem.

A Figura 5.5 mostra que o primeiro modo positivo de flambagem da estrutura ocorre em 109% acima da carga máxima prevista, evidenciando que, para o carregamento analisado, não ocorre flambagem na asa.



**Figura 5.5:** Análise de flambagem da asa 2016.

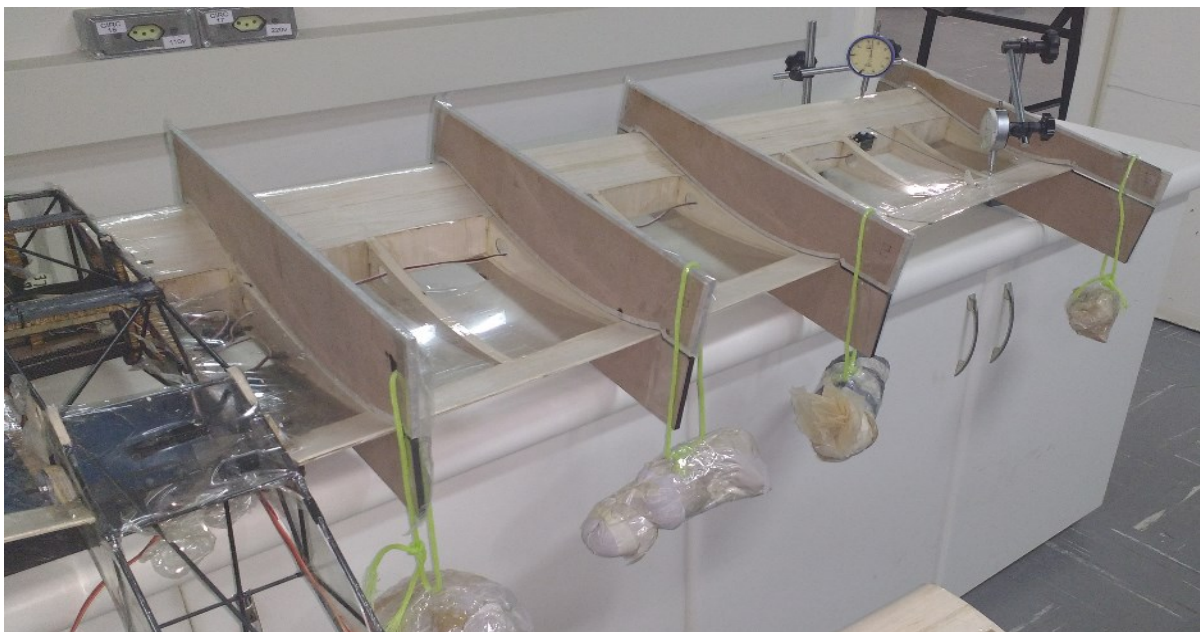
Como já mencionado, executaram-se dois ensaios estruturais para a validação das rigidezes de torção e flexão do modelo *FEM*.

A Tabela 5.1 detalha as cargas utilizadas no ensaio de torção da asa 2016. As Figuras 5.6 a 5.8 detalham o ensaio e os resultados comparativos entre experimental e *FEM*.

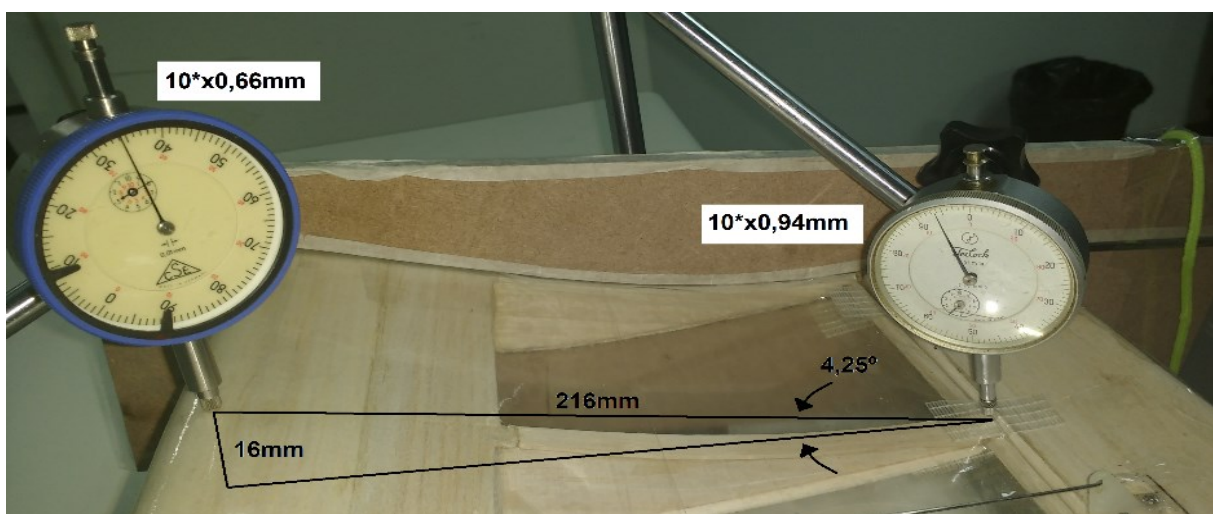
Obteve-se no ensaio, um ângulo de torção igual a  $3,45^\circ$ , enquanto que no modelo FEM o resultado foi  $4,58^\circ$  cuja comparação revela um erro relativo de 7,72%.

**Tabela 5.1:** Cargas no ensaio de torção da asa 2016.

Nervura	Carga aplicada [N]	Momento equivalente [Nm]
2	9,81	2,943
4	9,81	2,943
6	9,81	2,943
10	7,43	2,229

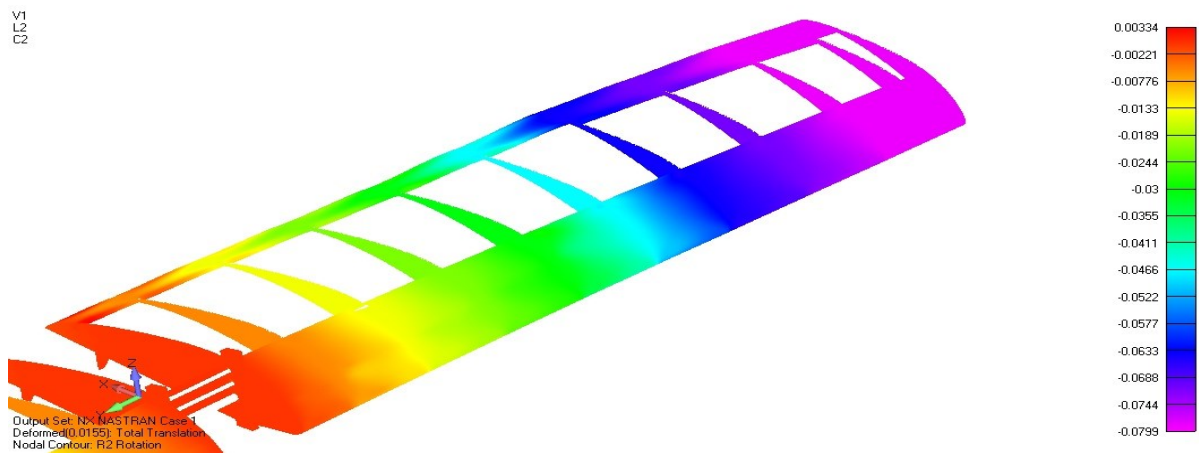


**Figura 5.6:** Ensaio de torção na asa 2016.



\* Indicação de 10 voltas no relógio comparador.

**Figura 5.7:** Visualização do resultado obtido com a realização do ensaio de torção experimental na asa 2016.



**Figura 5.8:** Resultado da torção no modelo da asa 2016.

A Tabela 5.2 detalha as cargas utilizadas no ensaio de flexão da asa 2016, onde foi possível obter-se a deflexão na ponta da asa. A Figura 5.9 mostra os detalhes do ensaio, enquanto que a Figura 5.10 e a Figura 5.11 mostram os resultados de flexão experimental e *FEM*, indicando os deslocamentos verticais de 2,74 mm e 2,98 mm, respectivamente, com erro relativo de 8,76%.

**Tabela 5.2:** Cargas no ensaio de flexão da asa 2016.

Nervura	Carga aplicada [N]
1	4,91
2	4,91
3	4,91
4	4,91
5	4,91
6	0,98
7	0,98
8	0,98



**Figura 5.9:** Ensaio de flexão realizado na asa 2016.





Figura 5.10: Resultado de deflexão experimental na asa 2016.

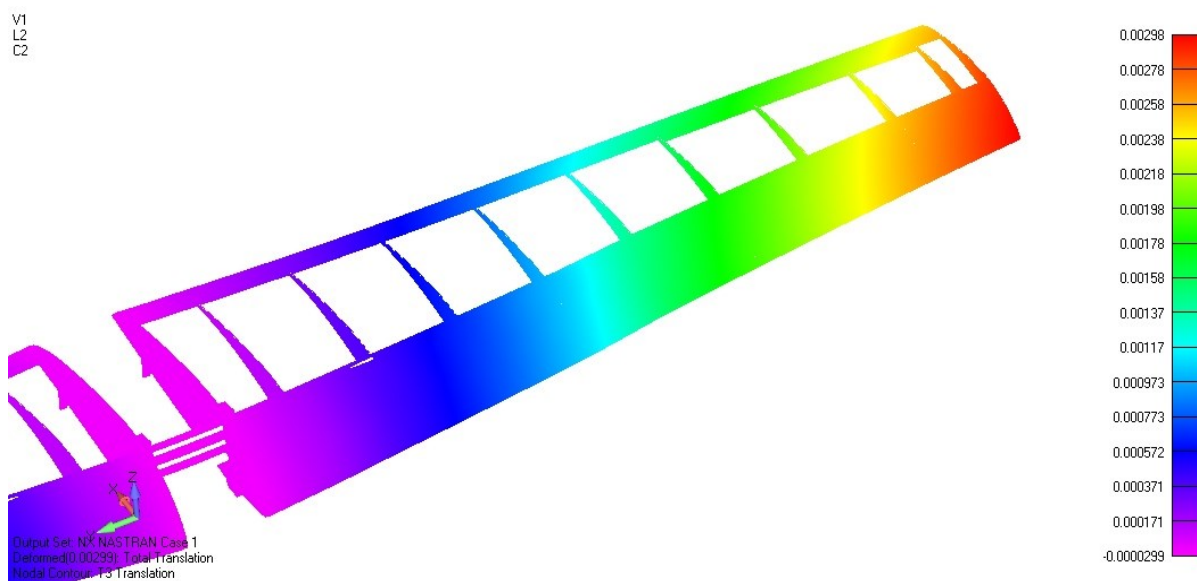
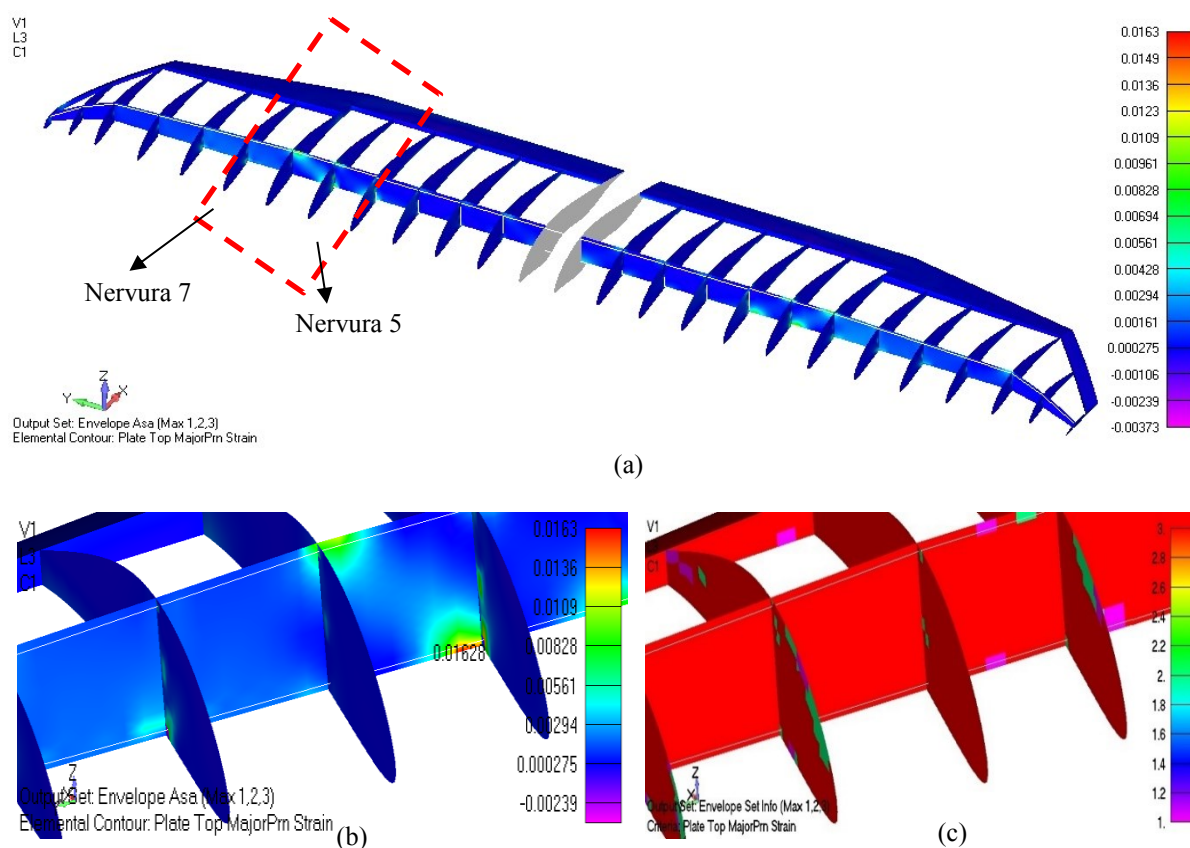


Figura 5.11: Deformações de flexão ocorridas no modelo da asa 2016.

## 5.2 Projeto 2017

No projeto 2017 foram analisadas as deformações nas chapas de balsa. A Figura 5.12 mostra as máximas deformações que ocorreram na balsa, indicando um índice de falha de 0,65. É possível verificar, ainda, a localização dos elementos com deformações máximas na asa e o caso de carga crítica para cada elemento, onde o caso 1 representa a simulação de voo nivelado a  $V_c$ ; o caso 2 representa a simulação de curva à direita em  $V_c$  e o caso 3 representa a simulação de recuperação de mergulho em  $V_d$ .

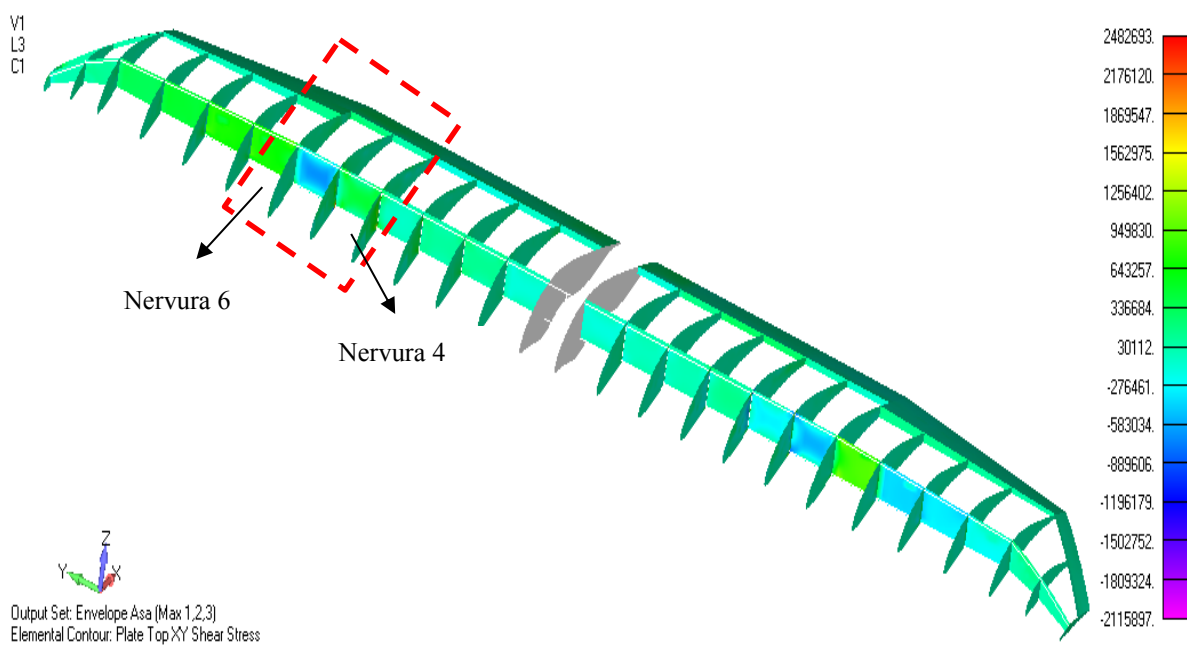


**Figura 5.12:** (a) Deformações máximas na asa 2017. (b) Elementos com deformações máximas. (c) Caso de carga crítica para cada elemento.

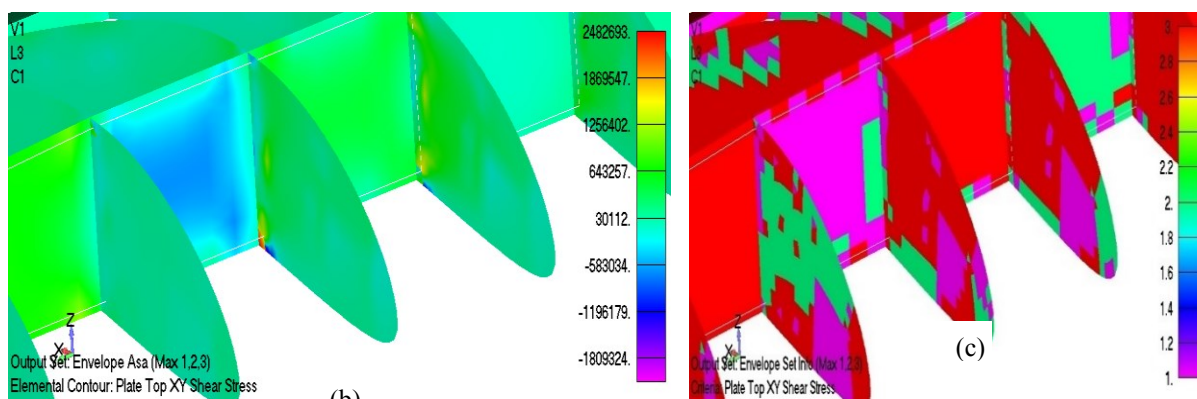
A Figura 5.13 mostra as tensões cisalhantes atuantes na asa. Percebe-se que na região de colagem de chapas, a tensão máxima é de 2,48 MPa, e é inferior à máxima suportada pela cola instantânea, indicado uma margem de segurança ( $MS$ ) de, aproximadamente, 1,82. Registra-se que a margem de segurança é calculada de acordo com a Equação (5.2).

$$MS = \frac{\text{Valor admissível}}{\text{Valor calculado}} - 1 \quad (5.2)$$

É possível verificar, ainda, a localização dos elementos com tensões cisalhantes máximas na asa e o caso de carga crítica para cada elemento, da mesma forma que a análise anterior.



(a)

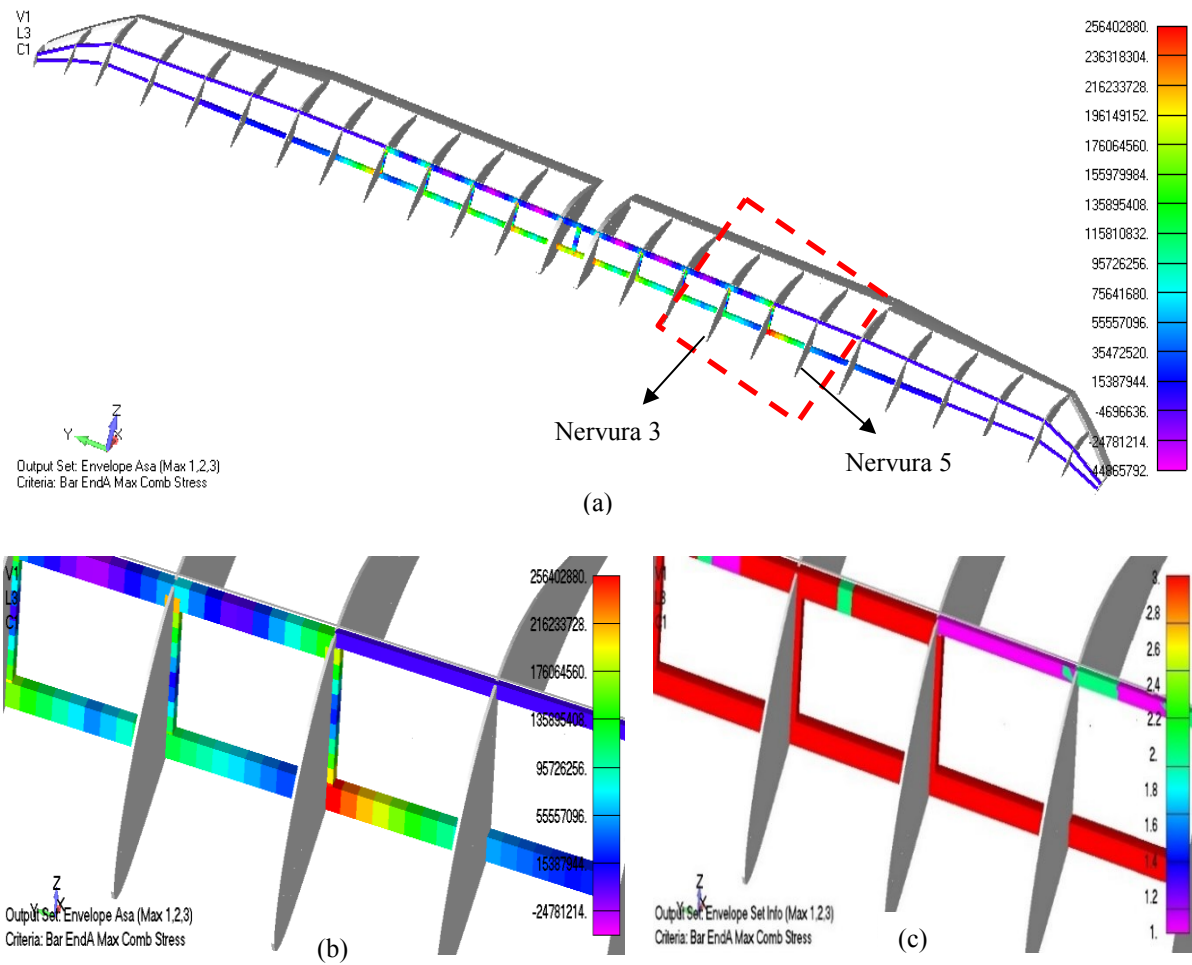


(b)

(c)

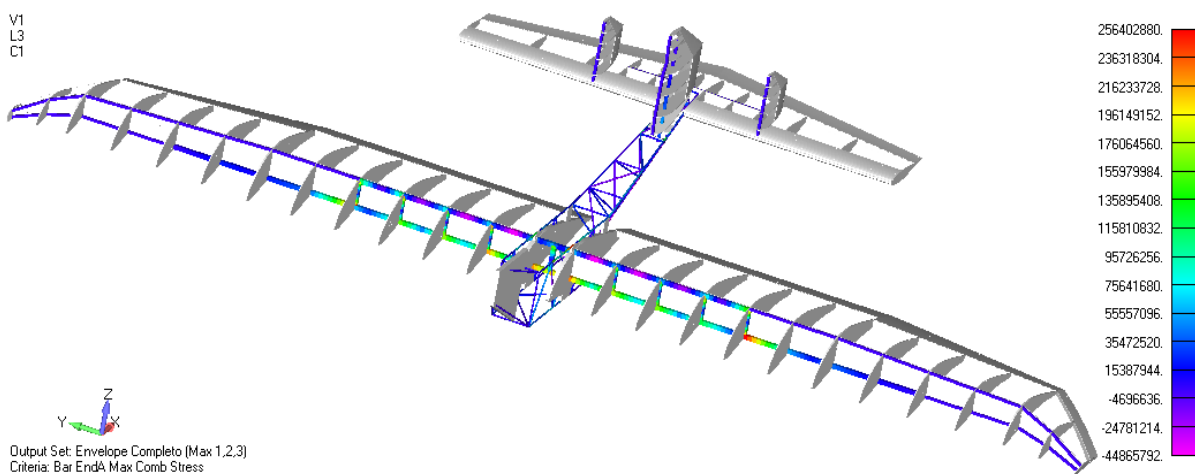
**Figura 5.13:** (a) Tensões cisalhantes na asa 2017. (b) Elementos com tensões cisalhantes máximas. (c) Caso de carga crítica para cada elemento.

Para os tubos e varetas, percebe-se pela Figura 5.14 que a máxima tensão verificada no modelo *FEM* é de 256,4 MPa, indicando uma *MS* de 0,17 na região mais crítica. É possível visualizar na mesma imagem os elementos com tensão de tração máximas na asa 2017. Nota-se, ainda, que a condição 3 do envelope (recuperação de mergulho em Vd) foi a que ocasionou a maior parte das tensões críticas nos elementos de barra da asa.

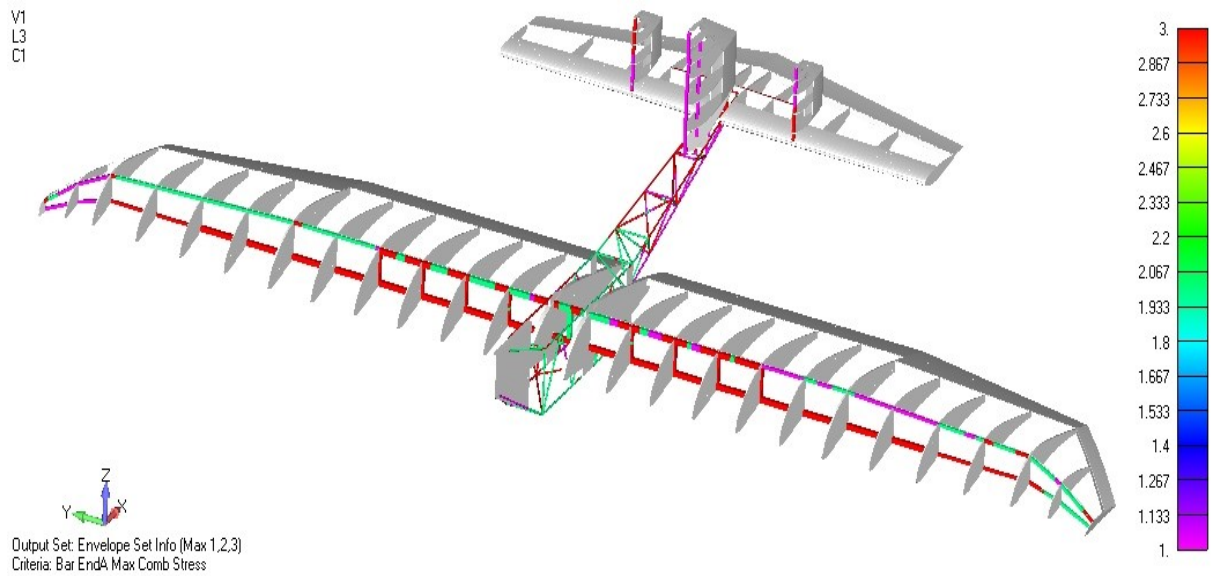


**Figura 5.14:** (a) Tensões máximas para os tubos e varetas. (b) Elementos com tensões de tração máximas. (c) Caso de carga crítica para cada elemento.

As Figuras 5.15 e 5.16 mostram as tensões máximas e as condições de voo críticas para os tubos e as varetas da aeronave completa.

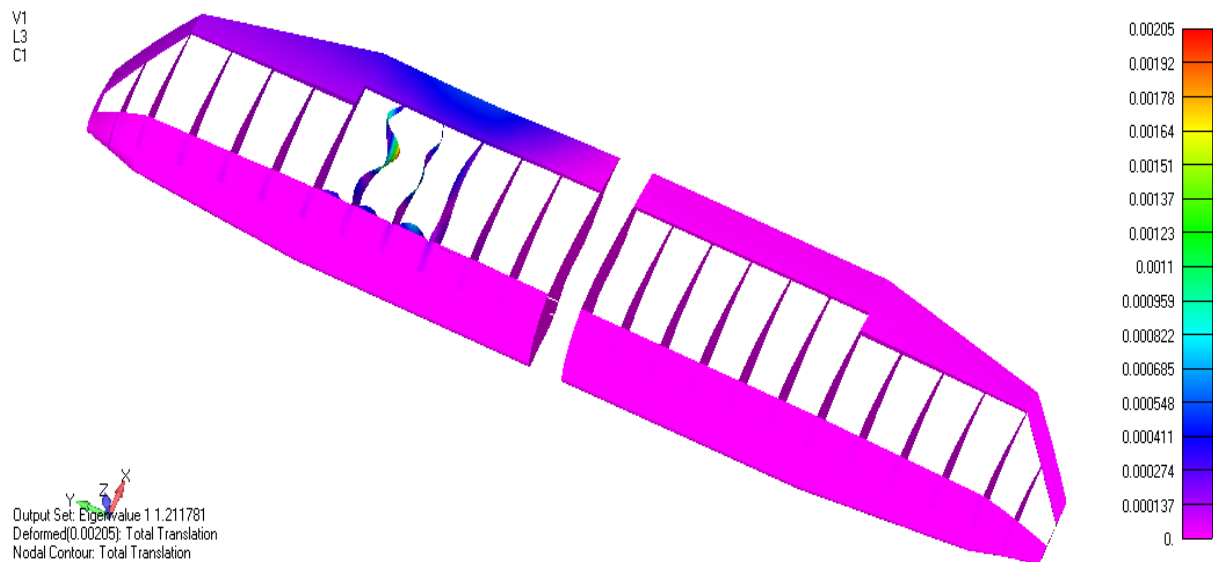


**Figura 5.15:** Tensões máximas para os tubos e varetas da aeronave 2017.



**Figura 5.16:** Condições de voo críticas para cada elemento de barra da aeronave 2017.

As Figuras 5.17, 5.18 e 5.19 mostram os primeiros modos de flambagem da estrutura para cada caso de carregamento (voo nivelado em  $V_c$ , curva à direita em  $V_c$  e recuperação de mergulho em  $V_d$ , respectivamente). A Tabela 5.3 detalha os resultados, mostrando a  $MS$  em flambagem obtida em cada um dos casos.



**Figura 5.17:** Flambagem na asa na condição de Voo nivelado em  $V_c$ .

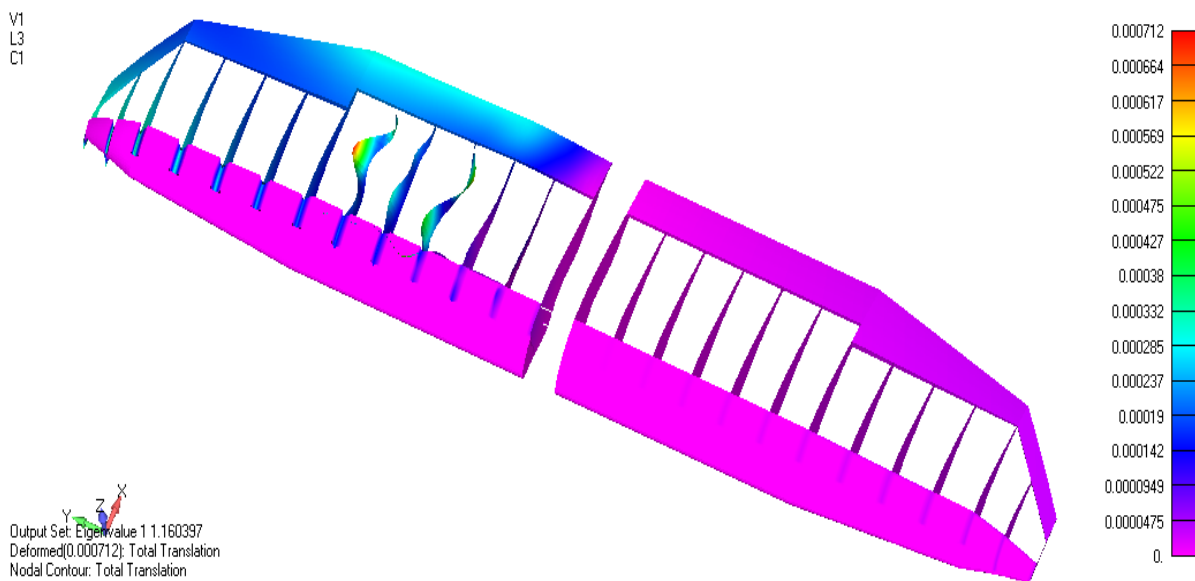


Figura 5.18: Flambagem na asa na condição de Curva em Vc.

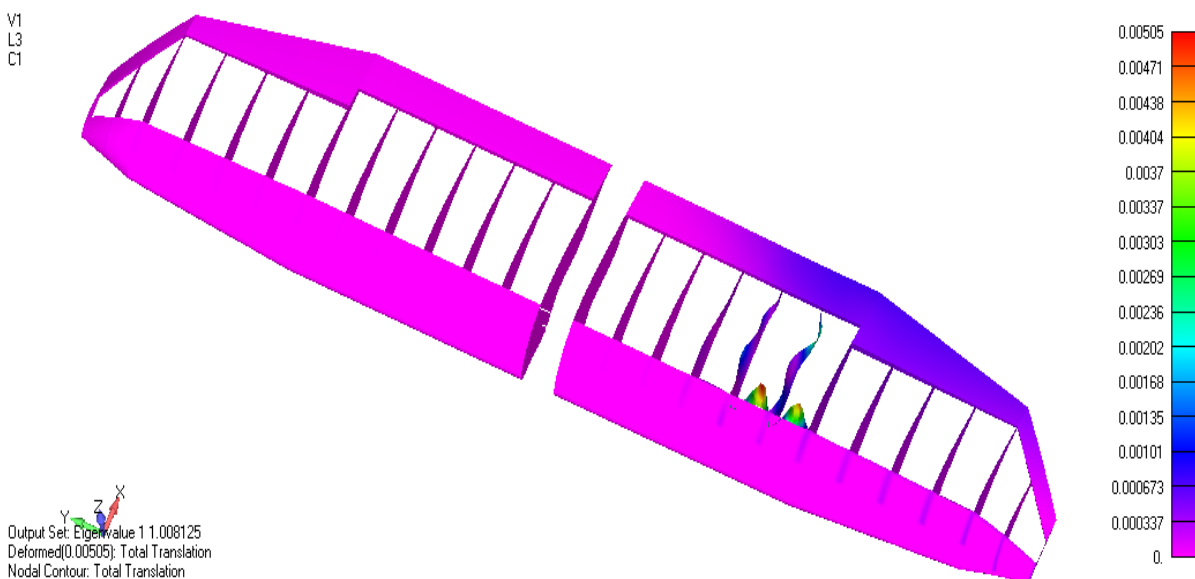


Figura 5.19: Flambagem na asa na condição de Recuperação de mergulho em Vd.

Tabela 5.3: Flambagem da asa 2017 para cada condição de carga.

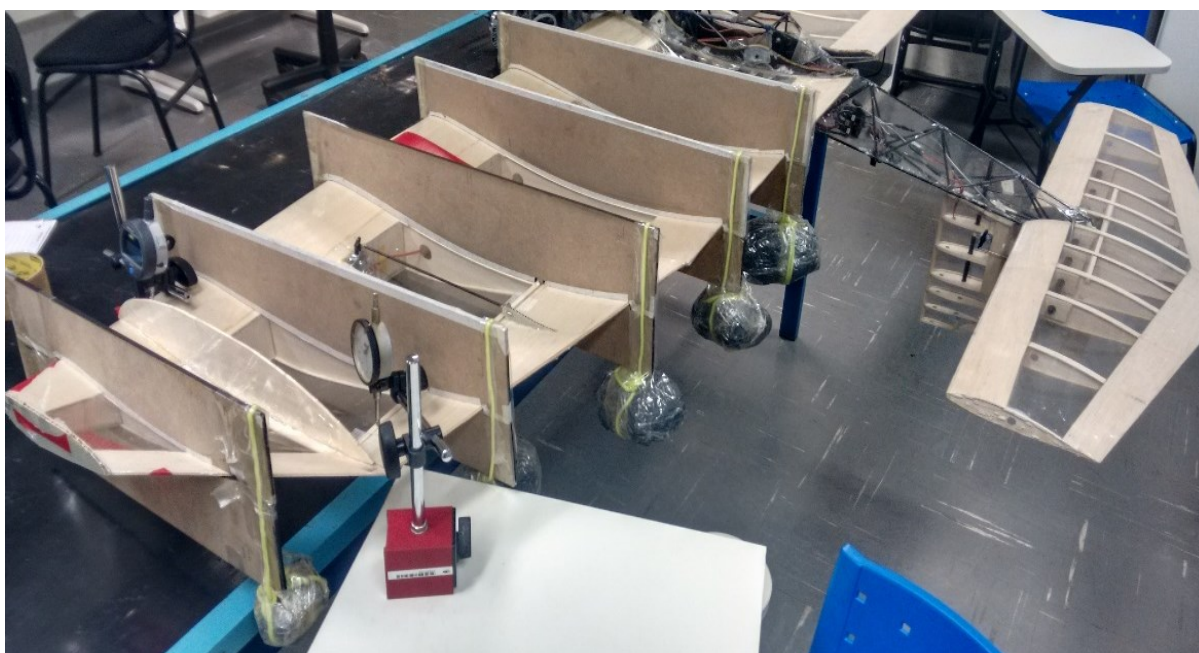
Condição	MS em flambagem
Voo nivelado em Vc	0,21
Curva em Vc	0,16
Recuperação de mergulho em Vd	0,01

Da mesma forma que para a asa 2016, para a asa 2017 realizaram-se dois ensaios estruturais para a validação das rigidezes de torção e flexão do modelo *FEM*.

A Tabela 5.4 detalha as cargas utilizadas no ensaio de torção da asa 2016. As Figuras 5.20 à 5.22 detalham o ensaio e os resultados comparativos entre experimental e *FEM*. Obteve-se no ensaio, um ângulo de torção igual a  $4,12^\circ$ , enquanto que no modelo *FEM* o resultado foi de  $3,86^\circ$ , cuja comparação revela um erro relativo de 6,4%.

**Tabela 5.4:** Cargas no ensaio de torção da asa 2017.

<b>Nervura</b>	<b>Carga aplicada [N]</b>	<b>Momento equivalente [Nm]</b>
<b>3</b>	9,67	4,16
<b>5</b>	5,56	2,39
<b>7</b>	5,84	2,37
<b>9</b>	5,92	2,10
<b>11</b>	2,96	0,74



**Figura 5.20:** Ensaio de torção na asa 2017.

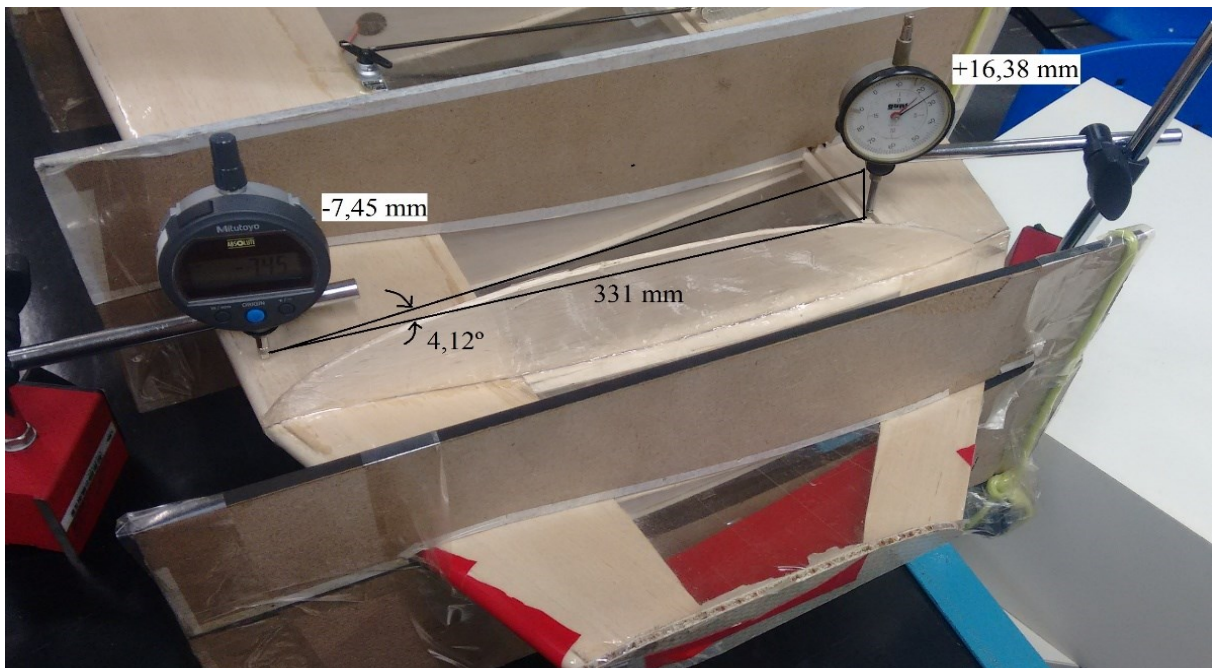


Figura 5.21: Resultado da torção experimental da asa 2017.

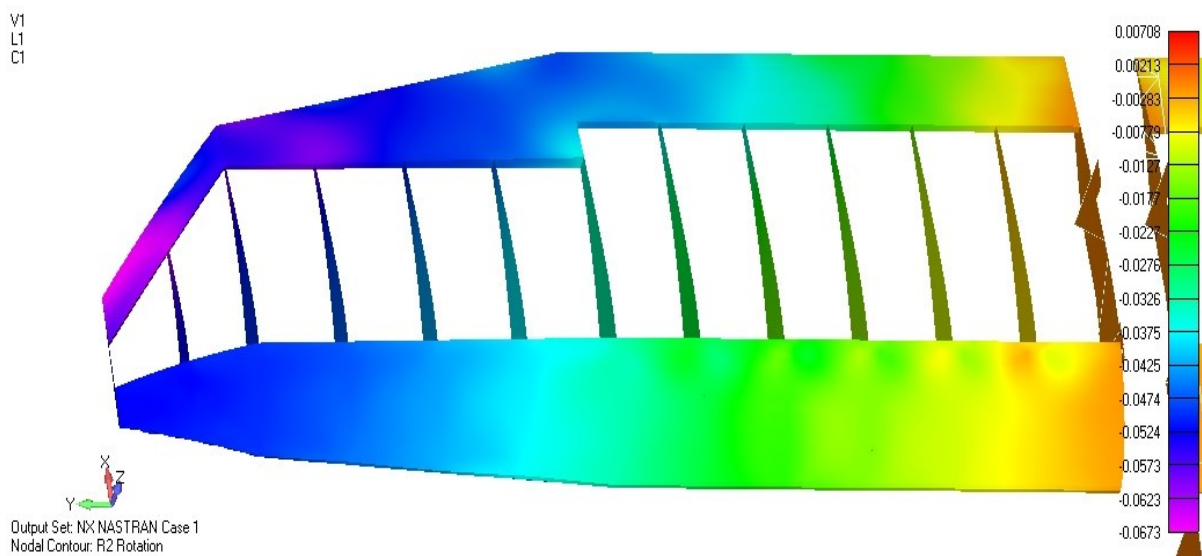


Figura 5.22: Resultado da torção no modelo da asa 2017.

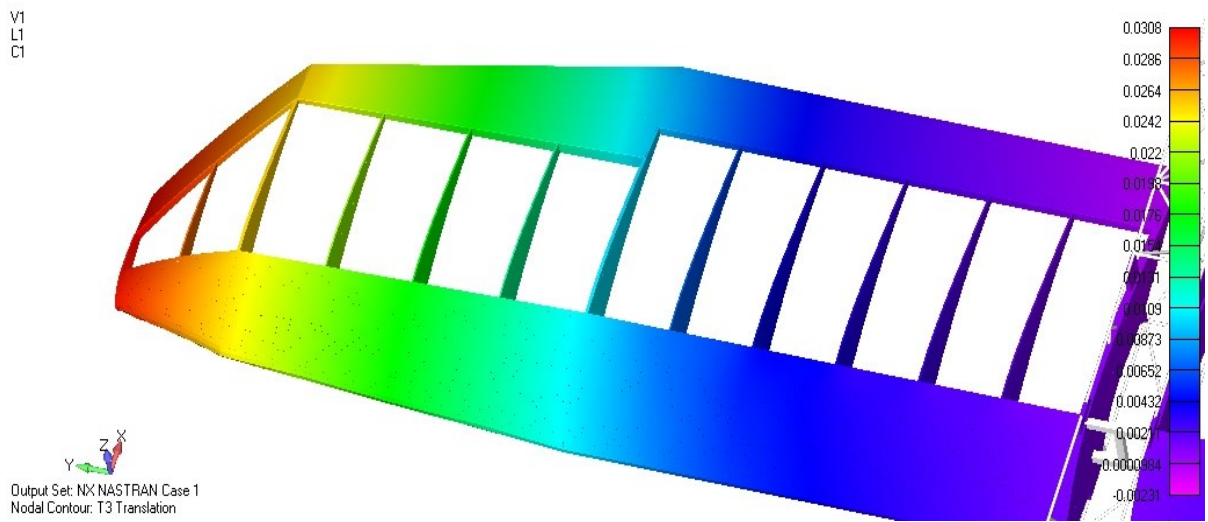
A Tabela 5.5 detalha as cargas utilizadas no ensaio de flexão da asa 2017, onde foi possível obter a deflexão ocorrida na ponta da asa. A Figura 5.23 mostra os detalhes do ensaio, enquanto que a Figura 5.24 e a Figura 5.25 mostram os resultados de flexão experimental e *FEM*, indicando os deslocamentos verticais de 34,15 mm e 30,8 mm, respectivamente, com erro relativo de 9,81%.



**Tabela 5.5:** Cargas no ensaio de flexão da asa.

Nervura	Carga aplicada [N]
1	57,40
3	49,13
5	47,22
7	44,34
9	32,33
11	14,84

**Figura 5.23:** Ensaio de flexão na asa 2017.**Figura 5.24:** Resultado da flexão experimental da asa 2017.



**Figura 5.25:** Resultado de flexão no modelo da asa 2017.

## CAPÍTULO VI

### CONSIDERAÇÕES FINAIS

É importante salientar que o desenvolvimento dos projetos não se deu exclusivamente nos anos de 2016 e 2017. Foi utilizado conhecimento acumulado em mais de 17 anos de história de Equipe Tucano Aerodesign. Como se trata de um projeto muito específico, que é destinado a uma competição de engenharia de alto nível, a bibliografia é praticamente inexistente. Além disso, por se tratar de competição, as equipes não divulgam detalhes dos seus projetos, sendo comum que cada equipe tenha seus próprios *layouts* estruturais e desenvolvam seus próprios procedimentos e metodologias para as análises intervenientes.

Por fim, destaca-se que o estudo realizado pelos autores para a concepção dos dois projetos de asas foram de expressiva relevância para a evolução técnica da Equipe Tucano Aerodesign e, conseqüentemente, garantiu excelentes resultados nas competições de 2016 e 2017. Acrescenta-se que foram realizados vários voos pelas aeronaves e em todos os casos em que estavam dentro do envelope de voo não foram constatadas falhas estruturais nas asas.

Os resultados mostrados indicam uma alta eficiência do método utilizado. Pôde-se observar ao longo dos projetos tratados com o presente estudo que o ajuste dinâmico realizado foi essencial para que o modelo se aproximasse da realidade, o que foi comprovado pelos ensaios estáticos, que indicaram erros aceitáveis para os ensaios de torção e flexão. Assim, os resultados apresentados validam a eficácia do método utilizado.

## CAPÍTULO VII

### REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASSIS, M.S.; DE CASTRO NETO, R.M.; SICCHIERI, L.C.; KAZEOKA, T.F.; SANCHES, L.; GUIMARÃES, T.A.M.; CAVALINI JUNIOR, A.A.; **Modal and Flutter Analysis using Finite Element Model for Aerodesign Airplane Wing**. International Congress of Mechanical Engennering, 2015.

BUFFONI, S. **Crítérios de Falha**. Anotações de Aula da disciplina de Resistência dos Materiais da Escola de Engenharia Industrial Metalúrgica de Volta Redonda, Universidade Federal Fluminense, 2015, 19p.

DOYLE, D.V. **Elastic Properties of Wood - The Young's Moduli, Moduli of Rigity and Poisson's Ratios of Balsa and Quipo**, Wisconsin, 1956, 42p.

SAE-BRASIL, COMISSÃO TÉCNICA DA COMPETIÇÃO. **Regulamento 18ª Competição SAE Brasil AeroDesign 2016**, São José dos Campos – SP, 2016, 111p.

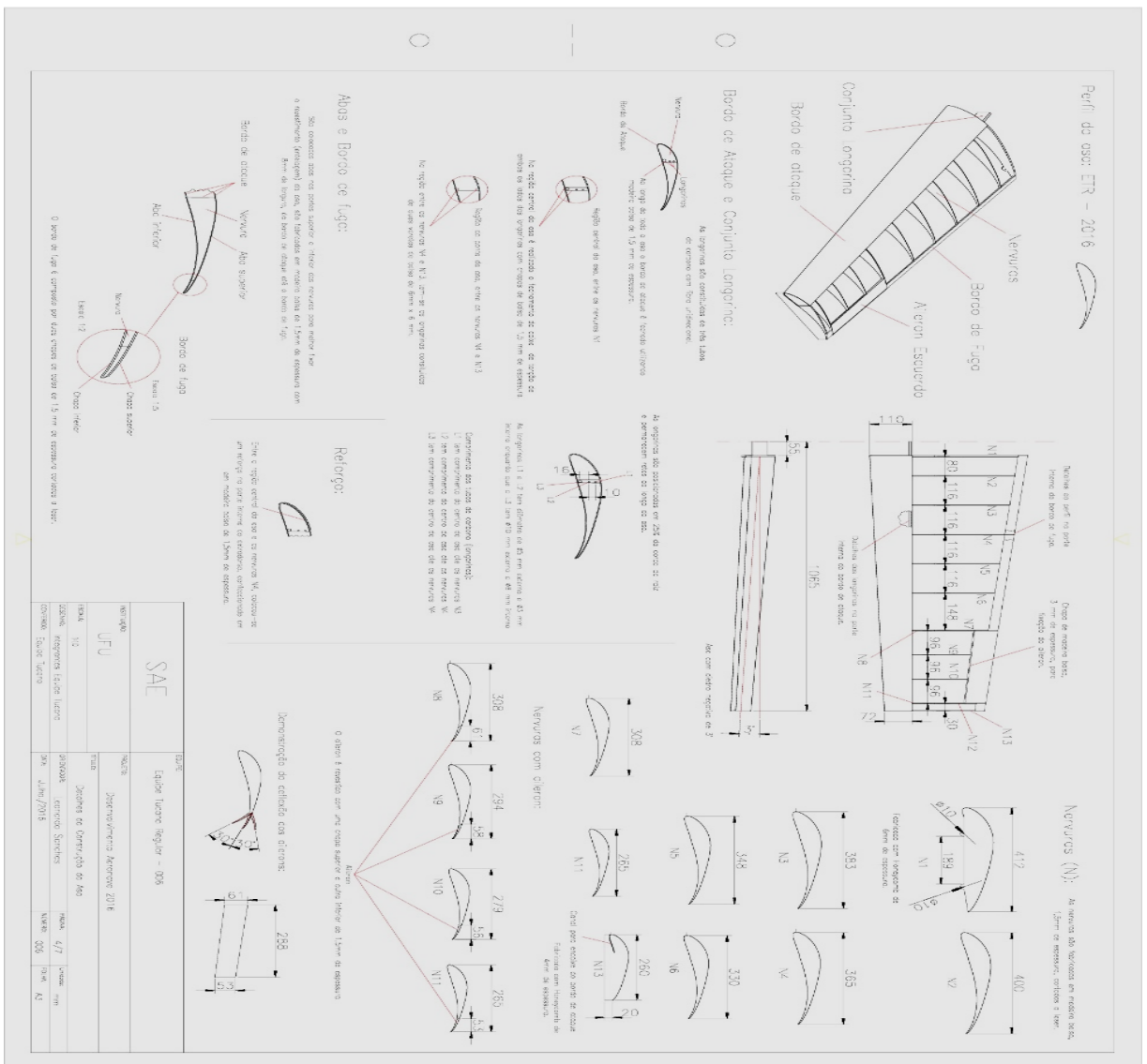
SAE-BRASIL, COMISSÃO TÉCNICA DA COMPETIÇÃO. **Regulamento 19ª Competição SAE Brasil AeroDesign 2017**, São José dos Campos – SP, 2017, 128p.

SIQUEIRA, W.C.; ZAIDEN, G.; DE CASTRO NETO, R.M.;CHAVES, G.D.L.; **Metodologia para Validação de Modelos Estruturais Aplicada ao Projeto Estrutural de Aeronaves da Competição SAE Brasil AeroDesign**, 6º Fórum SAE BRASIL AeroDesign, 2018, 5p.

# CAPÍTULO VIII

## APÊNDICES

### 8.1 Detalhes de Projeto da Asa 2016



### 8.2 Detalhes de Projeto da Asa 2017

