

## Compósito honey-comb: influência do alinhamento das fibras da madeira balsa

**Arthur Bernardes Lara Melo**, Universidade Federal de São João del-Rei, Departamento de Engenharia Mecânica, São João del Rei, MG. e-mail: arthur.b.melo@gmail.com

**Luciano Donizeti Varanda**, Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia de Materiais, São Carlos, SP. e-mail: lu.varanda@hotmail.com

**Diego Henrique de Almeida**, Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia de Estruturas, São Carlos, SP. e-mail: diegoestruturas@gmail.com

**Marcio Rogerio da Silva**, Universidade de São Paulo, Faculdade de Zootecnia e Engenharia de Alimentos, Departamento de Engenharia de Biossistemas, Pirassununga, SP. e-mail: copacabana.mrs@ig.com.br

**Tulio Hallak Panzera**, Universidade Federal de São João del-Rei, Departamento de Engenharia Mecânica, Campus Santo Antônio, São João del-Rei, MG. e-mail: tuliopanzera@hotmail.com.br

**Julio Cesar Molina**, Universidade Estadual Paulista (UNESP), Campus de Itapeva, Faculdade de Engenharia, Itapeva, SP. e-mail: molina@itapeva.unesp.br

**André Luis Christoforo**, Universidade Federal de São Carlos, Departamento de Engenharia Civil, São Carlos, SP. e-mail: alchristoforo@yahoo.com.br

**Resumo:** Com o objetivo de obter um material com bom desempenho conforme o tipo de esforço sofrido, perpendicular ou paralelo ao alinhamento das fibras, utilizou-se um material compósito comum no meio aeronáutico, conhecido como painel sanduiche constituído da madeira balsa e colmeias de polímeros. Este trabalho quantificou o módulo de elasticidade nas diferentes direções do painel, de acordo com a norma ASTM D 638:2007<sup>(1)</sup>. Podem ser observadas as alterações entre os módulos quanto ao alinhamento das fibras do painel em relação ao esforço sofrido. As fibras alinhadas paralelamente possuem valores bem maiores que quando alinhadas perpendicularmente ao esforço. Tal estudo pode ser aproveitado no projeto de uma aeronave radio controlada, da equipe "Trem Ki Voa Micro", quanto ao desenvolvimento das estruturas e fuselagens.

**Palavras-chave:** honey-comb, módulo de elasticidade, tensão de ruptura, alinhamento das fibras.

### Composite honey-comb: influence of alignment of fiber wood ferry

**Abstract:** Aiming to obtain a material with good performance with the type of effort suffered, perpendicular or parallel to the alignment of the fibers, we used a common composite materials in the aerospace environment, known as sandwich panel made of ferry wood and polymer of comb. This study quantified the modulus of elasticity in different directions of the panel in accordance with the standard ASTM D 638:2007<sup>(1)</sup>. Changes between modules as the alignment of the fibers of the panel in relation to the sustained effort can be observed. The fibers aligned parallel and have higher values than when aligned perpendicular to the effort. Such a study can be leveraged in the design of a radio controlled aircraft, the team "Train Ki Micro fly", as the development of structures and airframes.

**Keywords:** honey-comb, elastic modulus, tensile strength, fiber alignment.

## 1. Introdução

Com o descobrimento de materiais compósitos em que a estrutura do material exerce grande influência no comportamento do mesmo. Estes constituídos por lâminas de fibras nas extremidades e como preenchimento uma estrutura em colmeias, garantem resistência aos esforços sofridos e com baixa densidade devida esta geometria conferir ao material grande inércia.

Há diversos estudos na literatura sobre a produção e caracterização de compósitos, como Melo *et al.* (2012)<sup>(2)</sup>, Nascimento *et al.* (2012)<sup>(3)</sup>, Panzera *et al.* (2013)<sup>(4)</sup>, Silva *et al.* (2014)<sup>(5)</sup>, entre outros.

Na aviação alguns materiais receberam grande destaque devido à alta resistência. Alguns destes são o carbono, kevlar e o alumínio (Rodrigues, 2009)<sup>(6)</sup>. Para garantir o uso destas fibras foi necessário criar a estrutura em sanduíche. A fig. 1 apresenta a estrutura honey-comb utilizada na aviação.



Figura 1 - Honey-comb de fibra bidimensional de carbono utilizado na aviação.

A estrutura honey-comb foi desenvolvida devido a necessidade de materiais que atendessem as funções requeridas pela equipe Trem ki Voa Micro, porém com massa reduzida. Na equipe são desenvolvidas aeronaves radio controladas, tendo como objetivo realizar um voo em 360° com uma carga.

Assim, buscando uma redução do peso final da mesma e uma configuração que adequasse aos esforços requeridos, foi realizado este estudo em que desenvolveu-se um material de geometria sanduíche, sendo composto por madeira balsa e colmérias.

Aeronaves possuem várias forças atuantes, devido à tração do motor, sustentação gerada pela asa, arrasto e o próprio peso. Portanto, após a caracterização do honey-comb foi necessário a análise do melhor posicionamento das fibras na fuselagem, sabendo do comportamento do material e das aplicações de forças. Na fig. 2 tem-se um esquema das forças atuantes da aeronave em voo e na fig. 3 tem-se a aeronave da equipe Trem Ki Voa Micro.

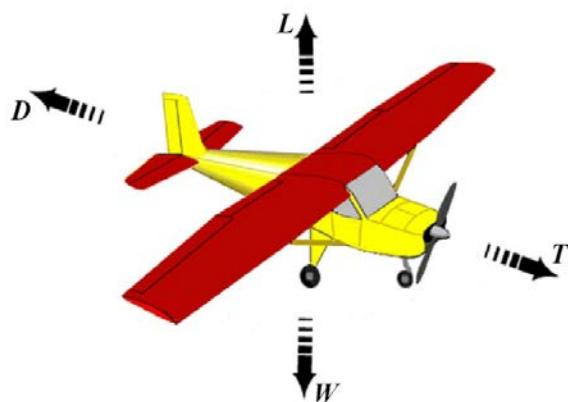


Figura 2 - Forças atuantes em uma aeronave em voo reto e nivelado.



Figura 3 - Aeronave da equipe Trem Ki Voa Micro.

## 2. Materiais e métodos

### 2.1. Madeira balsa

Para constituir o compósito foi utilizado a madeira balsa (*Ochroma pyramidale*) com lâminas de 3/64 de polegadas de espessura correspondendo a 1,1906 mm. Foi realizado um processo de seleção, onde foram retiradas as lâminas ou “folhas” com defeitos e imperfeições nas fibras, como nós podres, empenos, entre outros. Também foi realizado um processo de limpeza das mesmas para melhor aderência da resina. A fig. 4 apresenta as lâminas da madeira balsa.



Figura 4 - Madeira balsa.

## 2.2. Colmeias

As colmeias responsáveis por conferir inercia ao compósito possuem espessuras variadas e geometrias distintas. Para este estudo foi escolhido colmeias com 3 mm de espessura e com geometria hexagonal, como pode ser observado na fig. 5.

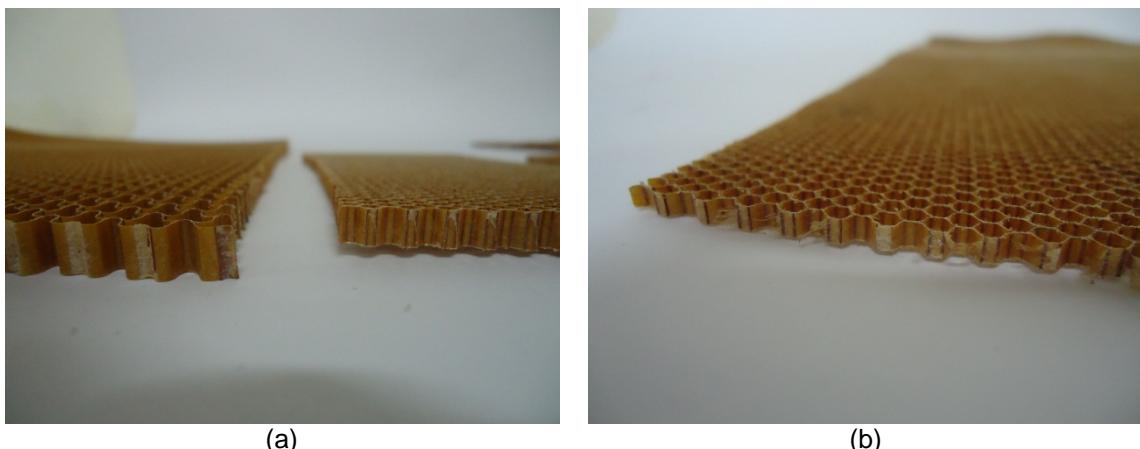


Figura 5 – Colmeias: (a) Diferenças entre espessuras e geometrias; (b) Colmeia utilizada.

## 2.3. Resina

Para concluir foi utilizada a resina epóxi RENLAM M BR 50 KG B1 lote número AL10019400, junto com o endurecedor REN HY 956 BR 25KG B1 lote número AL10014300, ambos fabricados pela indústria Huntsman Química Brasil Ltda. A mistura foi feita com 1/5 de fração mássica de endurecedor e 4/5 de resina.

Como o objetivo principal é a resina epóxi unir as partes (balsa e colmeias), e não preencher todos os espaços, a laminação foi dividida em duas partes. Em um primeiro instante foi laminado um dos lados, uma folha de balsa com a colmeia e após a cura parcial da resina foi então laminado o outro lado, como mostra a fig. 6.

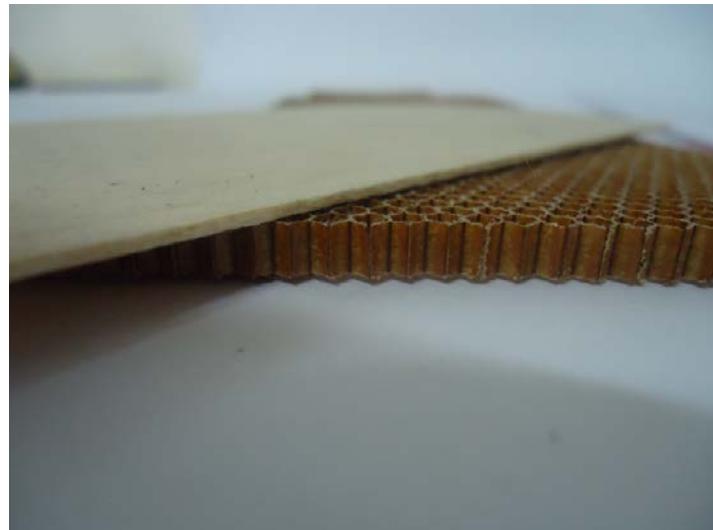


Figura 6 – Primeira etapa da laminação.

Após sete dias a resina completa o ciclo de cura. Após este período, o compósito se encontra apto para a realização dos testes. Neste caso específico foram realizados ensaios de tração nos dos sentidos da fibra, como apresentado na fig. 7.

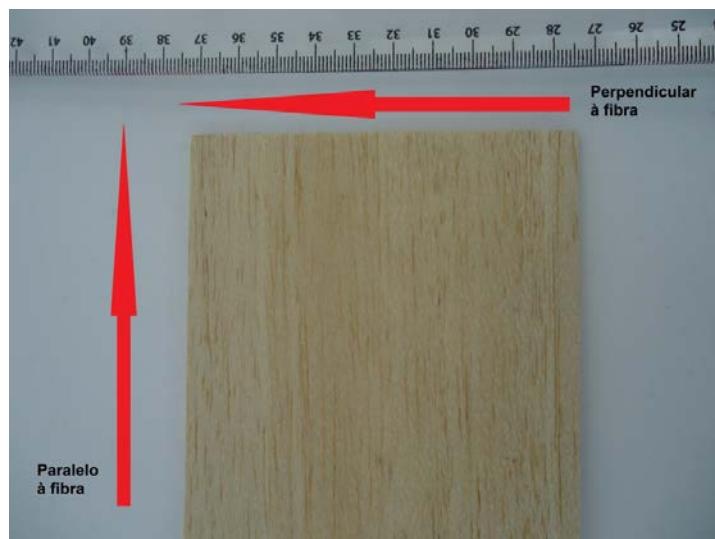


Figura 7 - Sentidos dos ensaios de tração.

Como resultado final do processo de escolha, limpeza e lamination do material obteve-se o seguinte resultado mostrado na fig. 8.

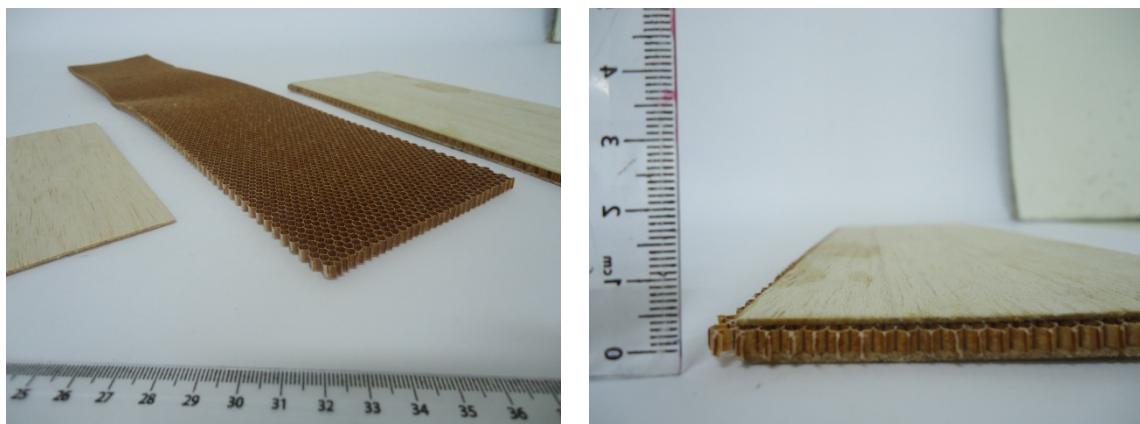


Figura 8 - Honey-comb de balsa: (a) Balsa, colmeia e honey-comb; (b) Produto final do processo de confecção do compósito.

## 2.4. Ensaios

Após o processo de criação e desenvolvimento que esteve envolvido até o momento os corpos de prova foram confeccionados para posteriormente serem testados, de acordo com a norma ASTM D 638:2007<sup>(1)</sup>.

Foram fabricados quatro corpos de prova e duas réplicas de cada condição, portanto totalizando dezesseis corpos de prova ensaiados, como apresenta a tab. 1. A fig. 9 apresenta os corpos de prova ensaiados.

Tabela 1 - Configuração fatorial da investigação.

Nº de CP	Réplicas	Condições	Total
4	2	2	16



Figura 9 - Corpos de prova ensaiados.

## 3. Resultados e discussões

A densidade aparente do compósito determinada foi de  $0,14 \text{ g/cm}^3$ , fato que evidencia os baixíssimos níveis de densidade, devido à configuração geométrica da colmeia que confere ao material grande volume conferindo alta inércia ao material.

Conforme os resultados obtidos nos ensaios de tração, observou-se que quando os esforços são perpendiculares ao alinhamento das fibras, obtêm-se valores de módulos mais baixos.

Isto ocorre devido à fibra não atuar de maneira a resistir aos esforços e sim apenas as junções entre as fibras e a resina atuarem como resistência aos esforços. Devido o alinhamento da fibra com o esforço e a resina epóxi, obteve valores mais elevados para módulo de elasticidade. A tab. 2 exibe os valores encontrados para os módulos em cada modalidade de ensaio. O módulo de elasticidade paralelo às fibras foi aproximadamente quatro vezes maior que o módulo de elasticidade perpendicular às fibras, como pode ser observado nas figuras 10 e 11 e na tab. 2.

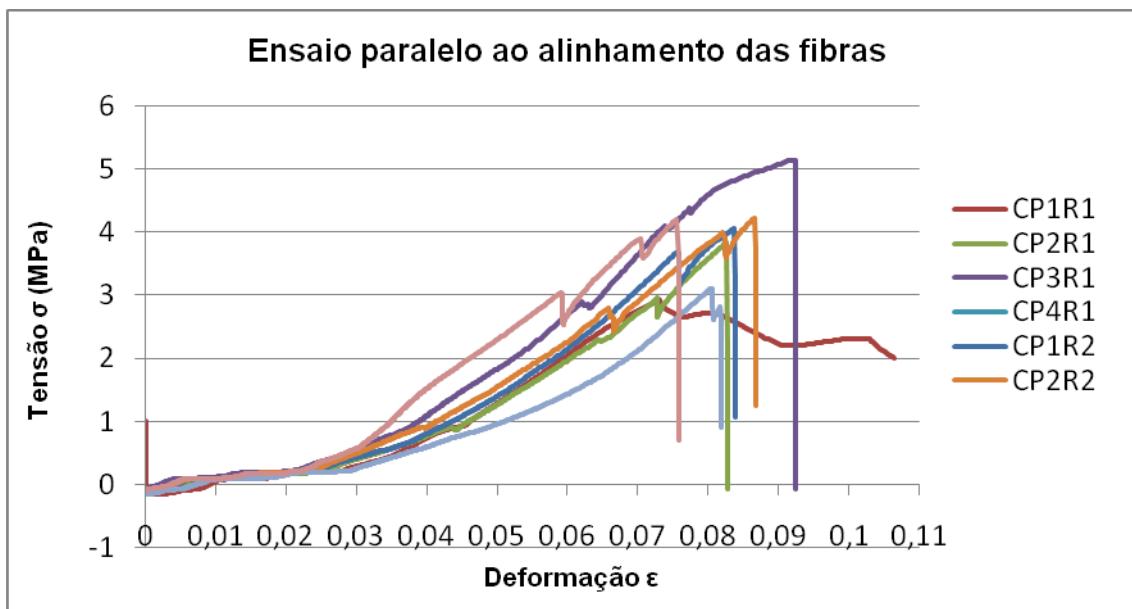


Figura 10 – Ensaio de tração no sentido paralelo as fibras da madeira do compósito.

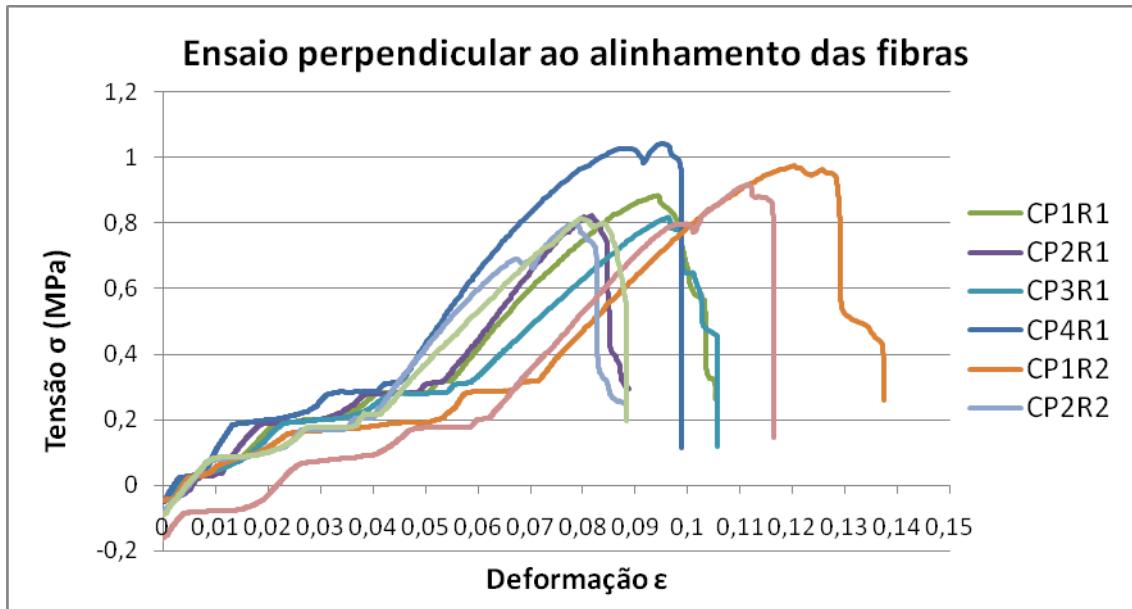


Figura 11 – Ensaio de tração no sentido perpendicular as fibras da madeira do compósito.

Tabela 2 - Diferenças entre os módulos de elasticidade perpendicular e paralelo as fibras.

	Perpendicular	Paralelo
<b>Média Réplica 1</b>	19,53 MPa	72,97 MPa
<b>Média Réplica 2</b>	17,21 MPa	71,93 MPa
<b>Média total</b>	18,37 MPa	72,45 MPa

A partir dos resultados obtidos, o compósito possui potencial de aplicação, por exemplo, em modelos de escala e projetos, podendo ser comparado a outros materiais normalmente utilizados.

Calculados os módulos de elasticidades e as forças requeridas pelo sistema estático e dinâmico da aeronave pode se fazer as simulações numéricas para testar qual o melhor posicionamento das fibras à fuselagem.

As requisições do projeto determinado pela SAE® levaram a equipe a desenvolver o projeto estrutural conforme a fig. 12.

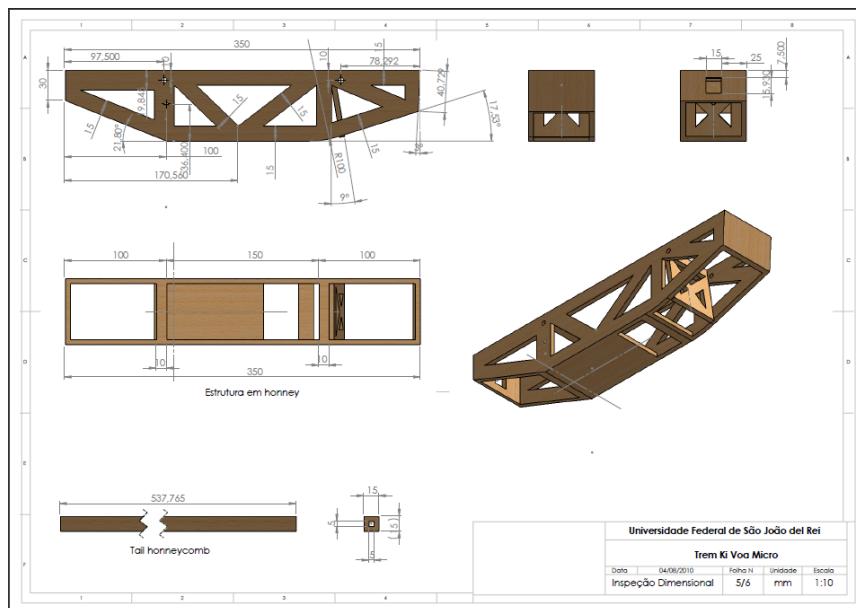


Figura 12 - Configuração final da estrutura da fuselagem da aeronave Trem Ki Voa 2010.

A simulação numérica foi realizada para conferir total segurança ao projeto e garantir que a equipe completasse sua missão de voo. Um importante dado requerido da simulação foi a análise dos alívios de massa realizados, permitindo diminuir em torno de 40% a massa total da fuselagem, além de provar qual o melhor alinhamento das fibras.

Foi escolhido o alinhamento que apresentasse a construção mais simplificada e que possibilidadesse segurança. A fig. 13 apresenta uma simulação numérica da fuselagem e a fig. 14 apresenta um protótipo da fuselagem da aeronave.

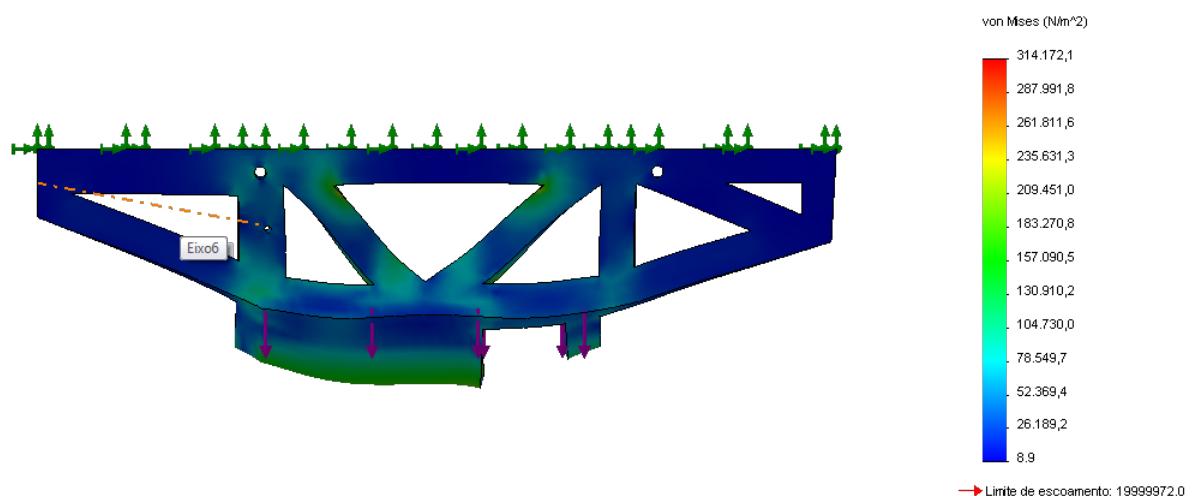


Figura 13 - Simulação numérica da fuselagem.

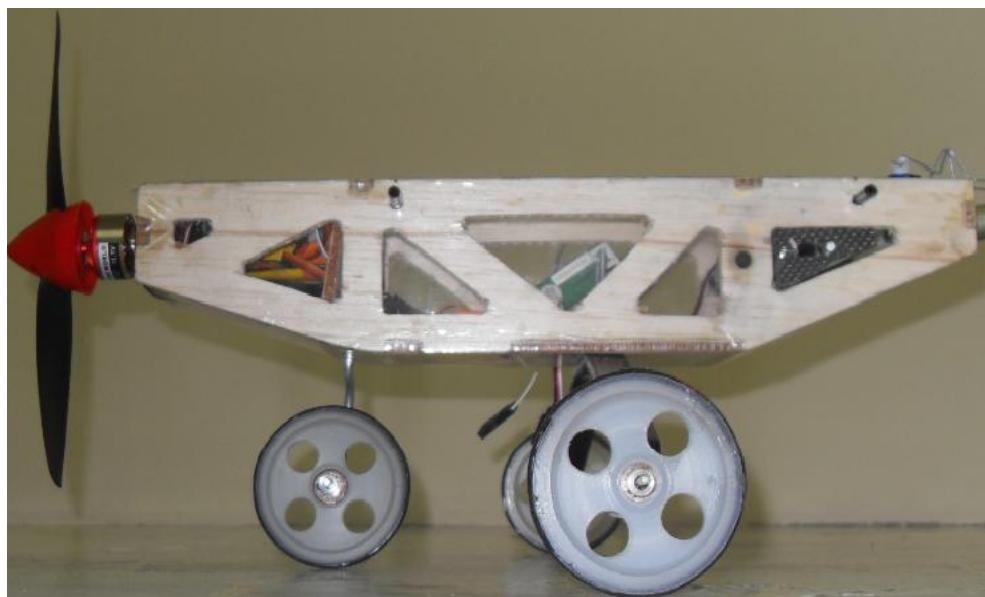


Figura 14 – Protótipo da fuselagem da aeronave.

#### 4. Conclusões

Este estudo foi de grande importância devido ao desenvolvimento de um material que possui baixíssima densidade e módulos de elasticidades satisfatórios, garantindo uma ótima relação peso/performance. Permitiu que garantíssemos a segurança da aeronave em voo, garantindo através de simulações o melhor posicionamento das fibras na fuselagem e menor massa possível.

#### 5. Referências

- (1) American Society for Testing and Materials (2007). *ASTM D 638 - Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics*. Philadelphia.

- (2) Melo, A.B.L.; Panzera, T.H.; Christoforo, A.L.; Silveira, M.E.; Batista, F.B. Mechanical Evaluation of a Thermoset Polymeric Matrix. In: BRAZILIAN CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS, 1, Natal, 2012. *Anais*. Natal, Brazil, p. 151.
- (3) Nascimento, D.C.O.; Ferreira, A.S.; Monteiro, S.N.; Aquino, R.C.M.P.; Kestur, S.G. Studies on the Characterization of Piassava Fibers and their Epoxy Composites. *Composites: Part A*, v. 43, p. 353–362, 2012.
- (4) Panzera, T.H.; Nacif, G.C.L.; Strecker, K.; Christoforo, A. L.; Paine, K. Investigations on cementitious composites based on rubber particle waste additions. *Materials Research*, v. 16, p. 259-268, 2013.
- (5) Silva, A.S.; Martuscelli, C.C.; Panzera, T.H.; Christoforo, A.L.; Borges, P.H.R. Investigations on Wood-Plastic Composites Reinforced With Silica Particles Using Design of Experiment. *Journal of Testing and Evaluation*, v. 42, p. 53-62, 2014.
- (6) Rodrigues, L.E.M.J. (2009). *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica - Aplicações ao Projeto SAE - AeroDesign*. 1. ed. Salto: Edição Própria, v. 1. 310p.