

DIMENSIONAMENTO DE UM TREM DE POUSO DA SAE AERODESIGN AUXILIADO POR SIMULAÇÃO ESTRUTURAL E ANÁLISE DE CUSTOS NO PROCESSO DE MANUFATURA.

Paulo Virginio da Silva Neto¹
Eduardo Paulo Ferreira Junior²
Maria Kallynne dos Santos Lima²
Matheus Gomes da Silva¹
Guilherme Barbosa Lopes Junior¹

1-Universidade Federal de Pernambuco - Departamento de Engenharia Mecânica - Recife, Pernambuco, Brasil.

2-Universidade Federal de Pernambuco - Departamento de Engenharia Elétrica - Recife, Pernambuco, Brasil.

paulo.virginio@ufpe.br, eduardo.pferreira@ufpe.br, kallynne.santoslima@ufpe.br, matheus.gomessilva@ufpe.br, guilherme.lopes@ufpe.br.

Resumo: O trem de pouso de uma aeronave é uma das partes mais críticas, detalhadas e bem dimensionadas de um projeto aeronáutico. Além de ser um componente que exige bastante atenção em sua função estrutural, esse componente deve garantir uma estabilidade em solo capaz de trazer segurança e confiabilidade em seu uso. Na SAE Brasil Aerodesign, deve-se projetar um avião rádio controlado que seja capaz de transportar uma carga mínima equivalente ao seu próprio peso, sendo este desmontável e que caiba em um invólucro de volume igual a 0,036 m³. Dessa forma, a função do trem de pouso mantém-se a mesma de um avião comercial e, para isso, deve-se dimensioná-lo de forma estratégica a fim de obter-se uma geometria leve, segura e que cumpra suas métricas. O presente trabalho visa apresentar toda a metodologia por trás de um projeto de um trem de pouso aeronáutico baseado em cálculos analíticos e computacionais. As escolhas feitas para tais cálculos toma como base bibliografias de referência na área, assim como sua modelagem em ambiente virtual e toda metodologia presente nesta etapa. A partir daí, pretende-se apresentar o modo de escolha correta de materiais, seguido de uma série de simulações em elementos finitos para validação de uma geometria prévia. Pretende-se apresentar também o planejamento e organização das etapas para a manufatura dessa geometria através de processos de laminação, corte a laser e acabamento de materiais compósitos. Por fim, serão abordados os parâmetros de uma otimização da geometria e análises comparativas em relação às vantagens estruturais, construtivas e análise financeira dos custos do produto e custos da manufatura ao equiparar o protótipo com o modelo final. Espera-se que todo passo a passo seguido, este uma vez capaz de cumprir com os objetivos propostos, comprove a viabilidade de seguir a metodologia usada e que será aqui abordada.

Palavras-chave: Simulação estrutural; análise de custos; manufatura de compósitos; teste de validação de produto; otimização geométrica

1. INTRODUÇÃO

A indústria de transporte aéreo gera cerca de 70,4 milhões de empregos no mundo e 57% dos turistas utilizam o avião como meio de locomoção para suas viagens. Além disso, o mercado do transporte aéreo representa 6 trilhões de dólares do comércio mundial e, assim, a segurança e efetividade desse meio de transporte requer análises criteriosas, pois, um mal dimensionamento de certos componentes pode causar uma enorme tragédia. Dentre esses componentes destaca-se o conjunto trem de pouso que, segundo Roskam (1958), tem como principal função absorver a energia cinética durante o choque na aterrissagem e taxiamento.

Dessa forma, para o projeto de um trem de pouso (TDP), deve-se analisar criteriosamente as cargas atuantes, estudar toda modelagem tridimensional, simulações estruturais do componente, seguido de quais materiais serão utilizados com eficiência e o modo de manufatura que será utilizado.

Em um TDP de uma aeronave da SAE Brasil aerodesign as etapas também seguem os critérios apresentados acima e este componente deve apresentar a menor massa possível, levando em conta que deve suportar toda a carga imposta a ele. Essa relação se dá visto que a aeronave deve ser a mais leve possível e toda a metodologia anteriormente mencionada deve ser acompanhada cuidadosamente.

Existem três possibilidades para um pouso, estas podem ser classificadas como pouso nas três rodas, em duas (as do trem de pouso traseiro) e apenas em uma roda (condição máxima dentre os eventos). Sabendo disso, é exatamente nesta condição que deve-se trabalhar para garantir que o componente não falhe.

Ademais, os materiais utilizados para estes componentes dentro do aerodesign vão de ligas metálicas, materiais compósitos e plásticos e, a garantia de que o material escolhido é realmente o melhor dentre os demais deve ser analisada desde as propriedades mecânicas, complexidade de manufatura e custo que a produção trará para a equipe.

Visto isso, este trabalho tem como objetivo apresentar as escolhas feitas pela equipe Mandacaru Aerodesign na temporada de 2022, a qual gerou duas geometrias distintas de TDP, manufaturados de formas diferentes e consequentemente com custos diferentes.

2. METODOLOGIA

Para dar-se início ao projeto de um TDP, as cargas atuantes devem ser calculadas conforme normas aeronáuticas e literaturas como a FAR, (1991), Hodges, (2011) e IScold (2002). Após isso, O modelo é desenhado em um software Computer Aided Design (CAD) e os esforços calculados anteriormente são aplicados em um Software *Computer Aided Engineering* (CAE) que utiliza o método dos elementos finitos (MEF), para simular o comportamento que o TDP irá ter com estas cargas. Assim, pode-se realizar um estudo variando geometria e material da estrutura. Essas simulações tomam como base bibliografias como Beer (2011), Timoshenko (1982) e Soden (2004). Ressalta-se que para se ter as dimensões primordiais da geometria, largura (ponto para fixação das rodas) e altura (ponto para fixação na aeronave), conforme exemplo mostrado na Figura 1, existe todo um processo de dimensionamento calculado para que o TDP se mantenha estável em solo. Bibliografias como Gonçalves (2019), e Rodrigues (2018), tratam desse assunto.

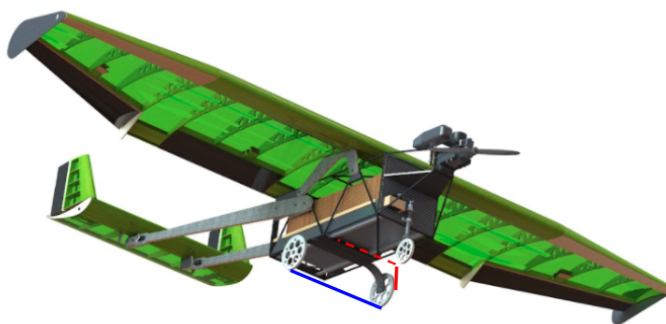


Figura 1. Representação da Largura do TDP (azul) e sua altura (vermelho contínuo).

Com um protótipo já dimensionado, modelado em CAD e simulado no CAE com seus respectivos fatores de segurança, parte-se para a manufatura. Na maioria das vezes, no aerodesign, utiliza-se de materiais compósitos para a fabricação do TDP. Estes vão desde tubos e fibras de carbono, vidro ou kevlar, a madeira balsa, divinycell e honeycomb.

Um dos fatores importantes para a escolha do material, além das suas propriedades mecânicas, é o modo de fabricação e os custos totais para a manufatura do componente. Por isso, o estudo da viabilidade, não só geométrica, mas de aquisição e produção do componente com o material escolhido, é um fator determinante para o modelo final do TDP. A Tabela 1 mostra as propriedades mecânicas de alguns dos materiais mencionados, assim como o seu valor por metro quadrado para se ter um comparativo prévio dessas grandezas.

Tabela 1. Propriedades mecânicas e preço dos materiais.

Material	Tensão de escoamento (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Preço
Fibra de Carbono	597,00	59,26	R\$ 484,34
Fibra de Vidro	425,40	21,85	R\$ 32,90
Kevlar	245,00	83,00	R\$ 322,72
Madeira Balsa 4mm	13,00	3,60	R\$ 665,20

Como mencionado anteriormente, o preço é algo importante para a escolha do material final, por isso, certas vezes, escolhe-se a mistura de fibras, ou uma estrutura "sanduíche" que mistura lâminas de fibras com um núcleo. A Figura 2 representa esse tipo de estrutura em que o adesivo pode ser uma cola instantânea ou uma resina epóxi.

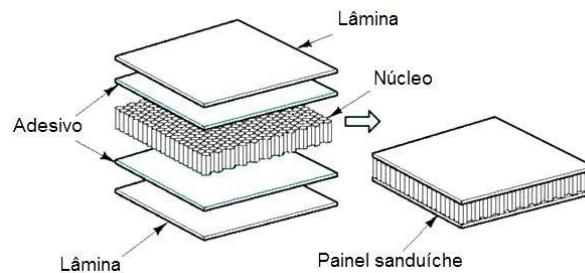


Figura 2. Representação e estrutura sanduíche (Tillmann, 2015).

Neste trabalho, será comparado duas geometrias, com parâmetros de altura e distância similares, pois foram projetadas para a mesma aeronave. O primeiro trem de pouso apresentado (TDP 1), é uma estrutura em arco, feito de fibras de carbono e resina epóxi, já o segundo (TDP 2), é uma estrutura sanduíche feita de madeira balsa, fibra e tubo de carbono.

2.1. Dimensionamento e modelagem

A configuração adotada para os TDP's foi a triciclo, que possui características mais favoráveis durante a aceleração para decolagem, redução no risco de sobrecarga no trem frontal e maior estabilidade no pouso, conforme Stinton (1983). Segundo Raymer (1989), essa configuração é definida como duas rodas principais posteriores ao centro de gravidade (CG) da aeronave e uma localizada na parte frontal da aeronave (bequilha). Adotando a metodologia exposta em Abeling (2016) temos as distâncias de interesse mostradas na Figura 3. Os projetos do TDP 1 e 2 foram baseados nas mesmas.

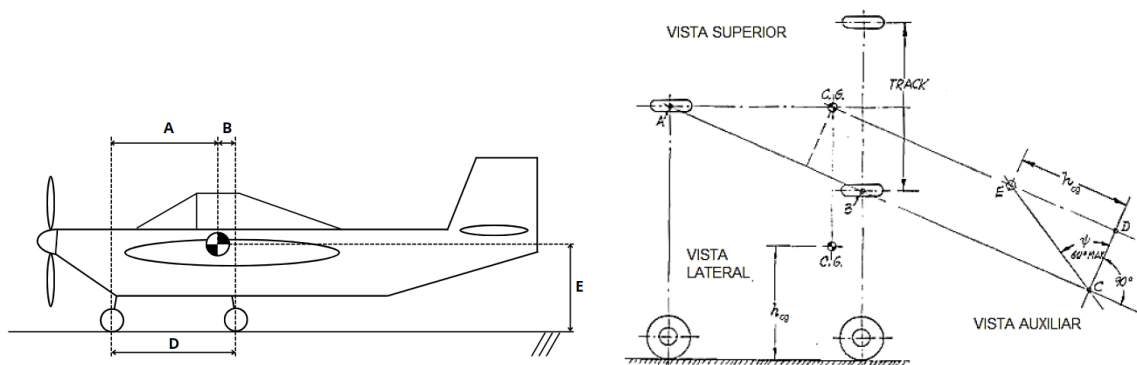


Figura 3. À esquerda temos as representações das distâncias entre os pontos de interesse. À direita (Pazmany, 1963), ângulos utilizados para o cálculo do dimensionamento do TDP.

“A” representa a distância entre o CG da aeronave e a bequilha, “B” é a distância entre o CG e o TDP principal, que será definida com base em Roskam (1958) e Pazmany (1963), em que o ponto onde a roda do conjunto principal toca o solo deve estar deslocado 15° em relação ao CG no sentido oposto ao trem de pouso frontal, fazendo com que a tendência do momento seja na direção do “nariz” do avião. A distância total entre eixos será representada por “D”, e “E” representa a altura do CG em relação ao solo.

Primeiro, determinou-se “B”, a partir do posicionamento do CG da aeronave, o qual foi estabelecido em 83 mm partindo da origem do bordo de ataque da asa em direção à cauda e 100 mm para baixo em direção ao solo. Devido às restrições impostas pela geometria da hélice da aeronave, optou-se por uma margem de segurança de 20 mm, fazendo com que a distância do solo ao CG seja de 210,5 mm. Com isso, usando as propriedades trigonométricas, chegamos ao valor de 56,40 mm para o valor de “B”.

Desse modo, supondo que o TDP frontal limite-se à suportar 20% da carga total, aplicando a equação do somatório de momento, conforme Abeling (2016), temos que a distância entre o ponto onde a roda da bequilha toca o solo e o CG é de 225,6 mm. Por fim, determinou-se o valor de 486,72 mm para a distância entre as rodas do conjunto principal, a partir do ângulo de overturning (ψ), que refere-se ao tombamento lateral do avião durante o pouso ocasionados por rajadas de vento lateral, que pode causar danos estruturais caso a hélice ou a asa toque o solo. Torenbeek (1982), estabeleceu que esse ângulo não deve ultrapassar 60° , onde um limite de segurança aceitável está entre 55° e 57° . Para este caso utilizou-se 55° . Por fim, para o ângulo de incidência da bequilha (rake) adotou-se o valor de 15° , seguindo os limites propostos por Stinton (1983). Ademais, a modelagem 3D do conjunto foi realizada utilizando o software *SOLIDWORKS® Students 2020*, vide Figura 4.

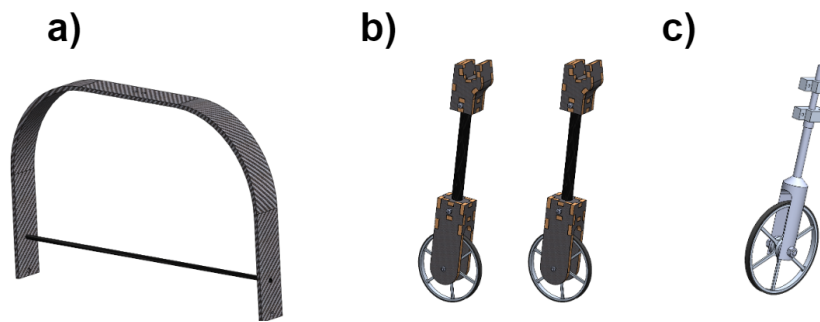


Figura 4. Representação 3D dos componentes do trem de pouso: a) TDP 1, b) TDP 2 e c) bequilha.

2.3. Simulações

Todas as simulações foram feitas pelo simulador *ANSYSR1*® versão estudante, os materiais compostos foram dimensionados com a biblioteca de acordo com as propriedades citadas na Tabela 1, no ACP. As cargas resultantes no TDP foram dimensionadas a partir do pouso em uma roda, apresentados na Tabela 2, a seguir.

Tabela 2. Cargas aplicadas sobre o TDP.

Força Vertical (N)	Força Horizontal para trás (N)	Força Lateral para dentro (N)
238,14	71,442	29,4

A partir da Tabela 2 e com propósito de otimizar os dados processados, foi feita uma seção no TDP 1 por seus lados serem idênticos. Foram aplicadas as forças reativas remotamente, onde seriam os pontos de contato entre a roda dos TDP's e o chão, e também o suporte fixo onde seriam os parafusos e o deslocamento 0 no eixo x, apresentados na Figura 5.

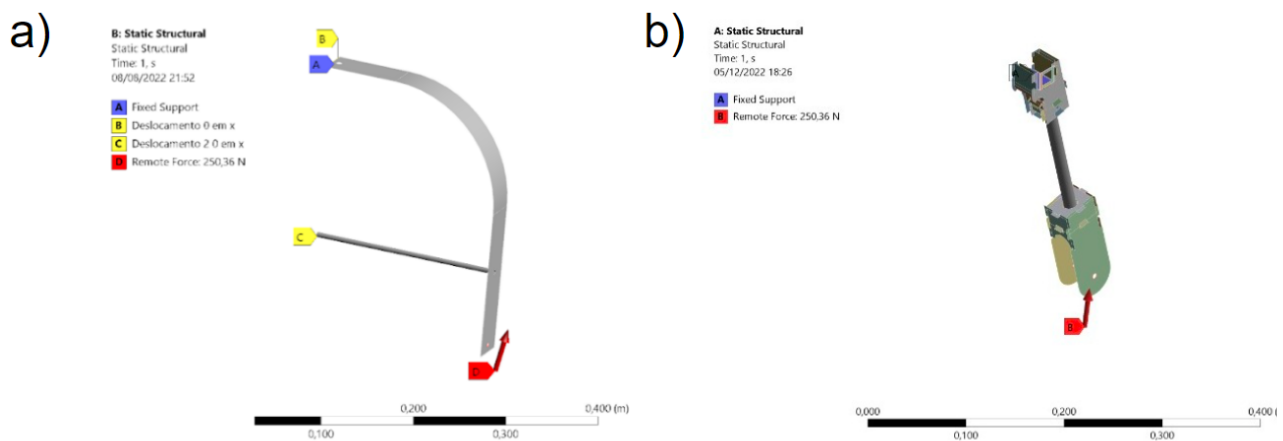


Figura 5. Simulação de forças sobre: a) TDP 1, b) TDP 2.

Com as cargas aplicadas, dimensionou-se a quantidade de camadas de carbono a fim de se obter uma margem de segurança maior que 120%. A estrutura do projeto mecânico é otimizada para uma superfície plana, necessária para analisar via software e adicionar as camadas visto na Figura 6, a qual demonstra esse processo para o TDP 1 e TDP 2, assim como a representação das malhas.

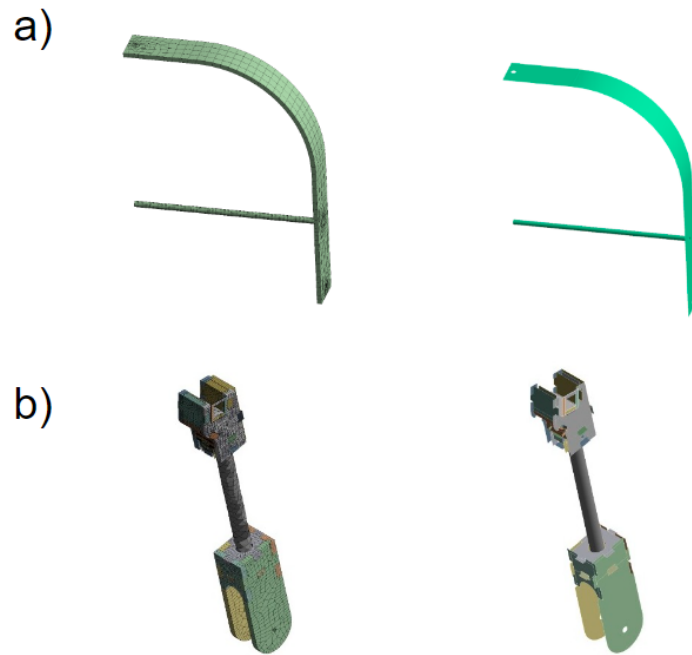


Figura 6. Forma sólida e em casca para: a) TDP 1, b) TDP 2.

Através dos passos acima, foram realizadas as simulações e encontrados os dados de tensão de VM (Von Mises) e Deslocamento na Figura 7 e de MS (Margem de Segurança), visto na Figura 8.

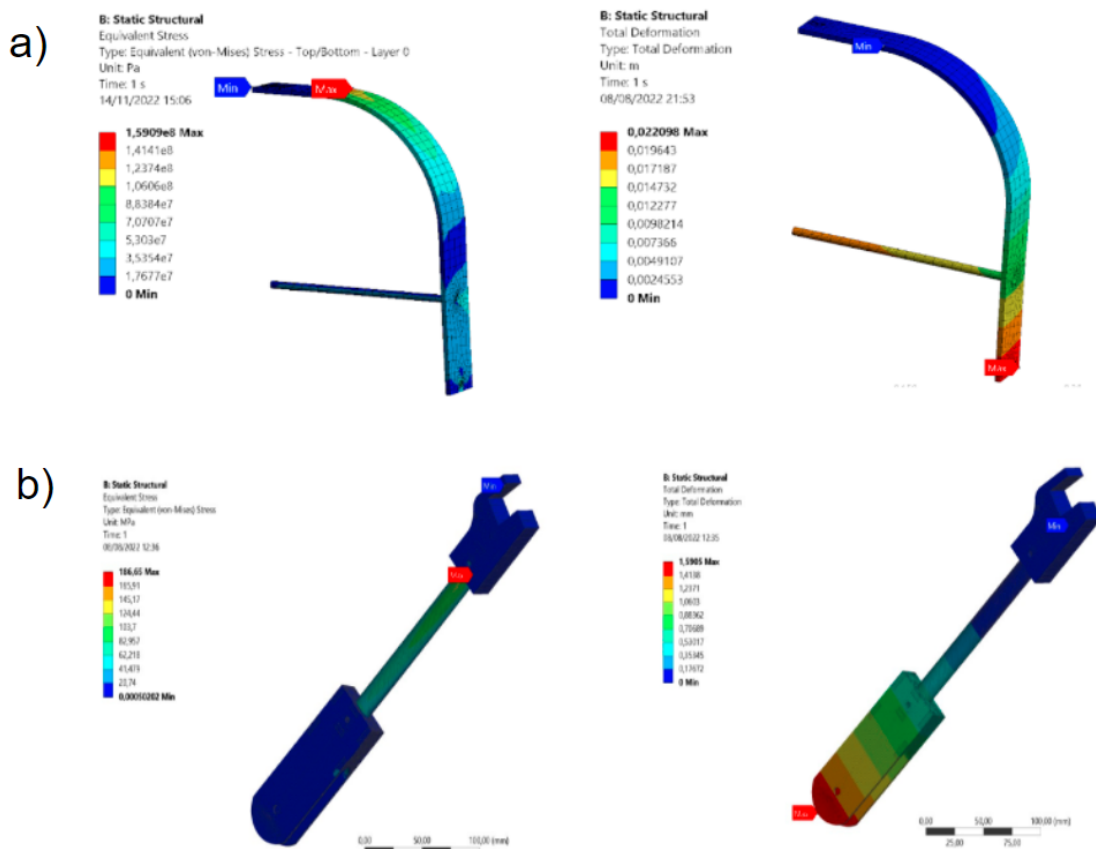


Figura 7. Resultado das análises, sendo respectivamente a tensão de Von-Mises e a deformação para: a) TDP 1, b) TDP 2.

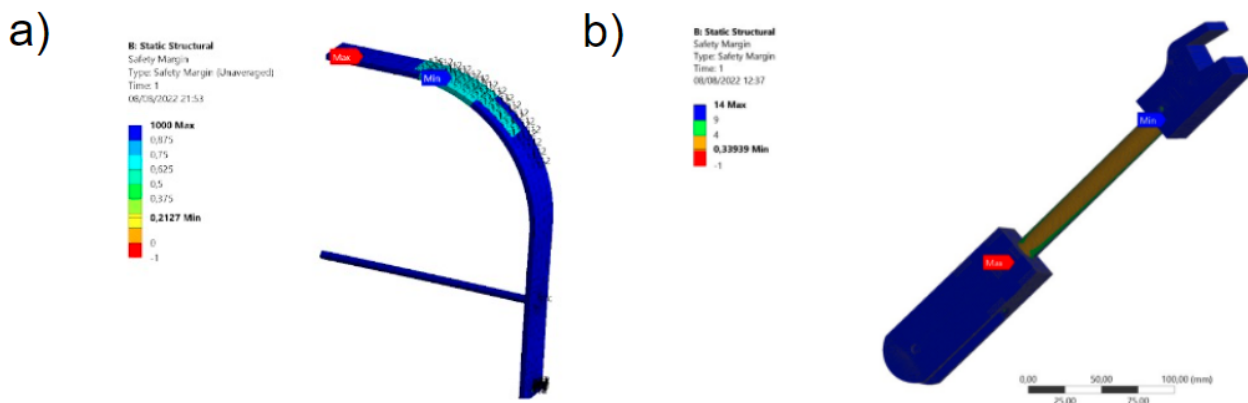


Figura 8. Resultado das análises para a margem de segurança para: a) TDP 1, b) TDP 2.

A Tabela 3 relata o resumo dos resultados encontrados anteriormente. Nela, pode-se observar que o TDP 1 apresenta uma menor tensão mas com uma deformação maior e menor margem de segurança. Ademais, as análises realizadas adiante servirão como comparativo com mais parâmetros que devem influenciar no TDP mais viável para o projeto.

Tabela 3. Cargas aplicadas sobre o TDP.

	TDP 1	TDP 2
Tensão de Von-Mises	159 MPa	186 MPa
Deformação	22 mm	1,59 mm
Margem de Segurança mínima	0,21	0,34

2.4. Manufatura

Definida a geometria do TDP 1, através de modelagem 3D e simulações, foi necessário confeccionar um molde, como pode ser observado na Figura 9, que possibilitasse a laminação da sua curvatura. Para tal, a equipe projetou a estrutura no software *SolidWorks* e esta foi cortada a laser em 15 placas de MDF de 60x40 cm com 3 mm de espessura. Após o corte, as placas foram coladas com adesivo instantâneo *Tekbond*, viscosidade média, número 793 a fim de que juntas tivessem a largura adequada de 45 mm. Em seguida, as partes internas das peças “A” e “B” que compõem o molde foram envolvidas por fita adesiva de modo que a resina utilizada para a laminação não aderisse à fibra de carbono no MDF.



Figura 9. Desenho do molde projetado em *SolidWorks* evidenciando as partes que o compõem e molde cortado.

Com o molde pronto, cortou-se 8 tiras de tecido de fibra de carbono RC200P com 95 centímetros de comprimento por 5 centímetros de largura com intuito de que no fim da laminação fosse obtida a espessura necessária de 4mm do

TDP 1. Tais tiras foram pesadas para saber a quantidade substancial de resina a ser utilizada na laminação, onde obteve-se 64 gramas.

No processo de laminação foi manuseado 55 gramas da resina AH 723 e 25 gramas do endurecedor AR 720 da empresa *ecomposites*, obedecendo assim a proporção de 31 para 1 recomendada pela fabricante. Cada uma das tiras foi untada com a mistura resina + endurecedor e depositada na peça “A” molde, uma sobre a outra. Por fim, quando todas as tiras estavam no seu devido lugar, fechou-se o molde com a peça “B” e este foi enrolado em fita adesiva de modo a fazer pressão na laminação, uma vez que a equipe não possui uma máquina de vácuo. A laminação foi deixada em cura por 48 horas.

Quando o TDP1 foi retirado do molde, iniciou-se sua fase de acabamento, na qual lixou-se as rebarbas de fibra, deixando assim a estrutura uniforme e mais segura, bem como foram realizados os furos para fixação da estrutura no avião, encaixe das rodas e fixação do tubo de carbono de 6mm que funcionou como eixo auxiliar (Figura 10). A fixação do tubo deu-se por meio de cola epóxi *Araldite* com cura total de 90 minutos.



Figura 10. TDP 1 finalizado.

Em relação ao TDP2, o processo de fabricação necessitou de mais etapas. Inicialmente, realizou-se o *nesting* das peças no *SolidWorks* para duas madeiras balsa de 10x50 cm com 4 mm de espessura. O corte foi realizado através de cortadora a laser e pode ser visto na Figura 11.

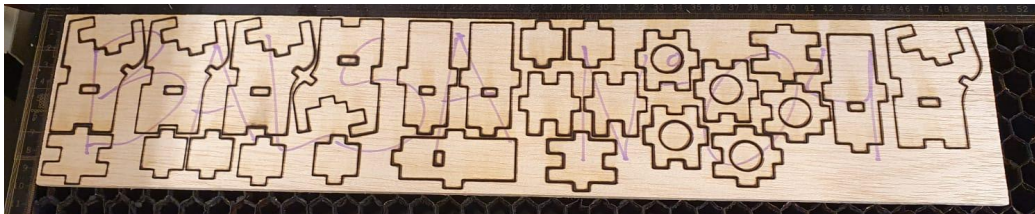


Figura 11. Peças do TDP 2 cortadas a laser.

Com as peças cortadas, iniciou o processo de laminação sanduíche das peças planas, portanto foram cortados pedaços de fibra de carbono bidirecional RC200P necessários para cada estrutura. Em seguida, pesou-se as fibras de modo a obter a quantidade necessária de Resina AH 723 e endurecedor AR720 na proporção de 31/1, uma vez que, de acordo com a fabricante, a massa das fibras de carbono deve ser a mesma que a massa da combinação resina + endurecedor.

A laminação foi realizada sobre placa de vidro coberta com fita adesiva a modo de deixar uma base plana na qual não houvesse risco de fixação da resina (Figura 12). Em seguida, as fibras embebidas da mistura resina + endurecedor foram dispostas na parte superior e inferior de cada peça de balsa, por isso o nome laminação sanduíche. Depois disso, colocou-se superfícies planas com peso sobre elas para a cura durou 24 horas.

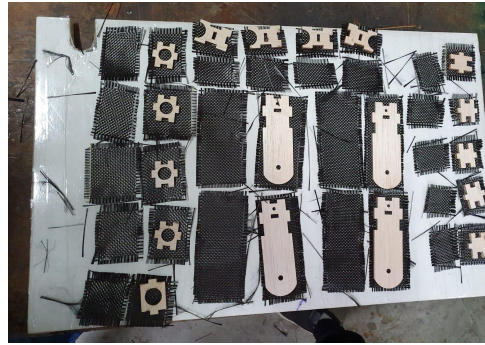


Figura 12. Algumas peças planas do TDP 2 durante a laminação.

No que diz respeito à laminação da peça curva para este TDP, colou-se as estruturas em “S” a serem laminadas. Essas estruturas foram colocadas no molde envoltas por tiras de fibra de carbono de 10x3 cm (Figura 14 a). Depois, os moldes foram enrolados em fita para causar a pressão necessária e deixaram-se curar por 24 horas. A Figura 13 b) mostra uma das peças laminadas após o acabamento.

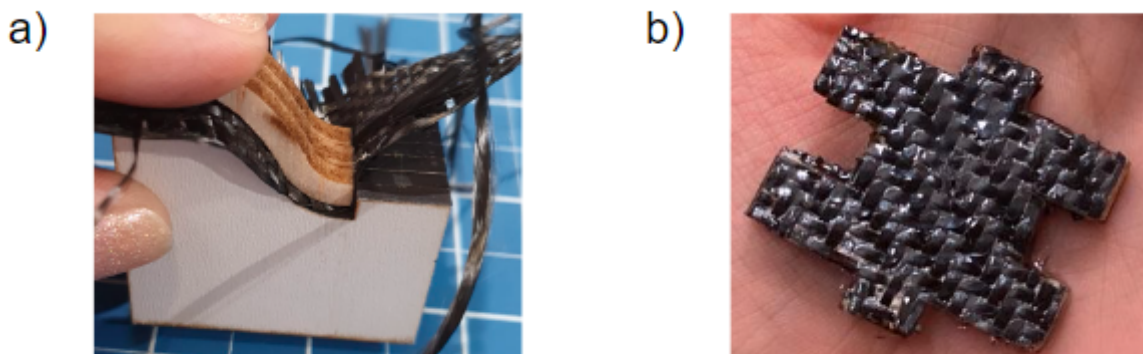


Figura 13. a) Peças após colagem sendo acomodadas no molde. b) Peça já laminada e dada o acabamento.

Com todas devidamente bem acabadas, a equipe realizou a montagem do TDP, para isso, além das peças laminadas foram necessários dois tubos de carbono de diâmetro externo de 16 mm com 20 cm de comprimento. A Figura 15 a) mostra a parte superior do TDP e a Figura 14 b) ressalta o TDP 2 já previamente montado na aeronave.

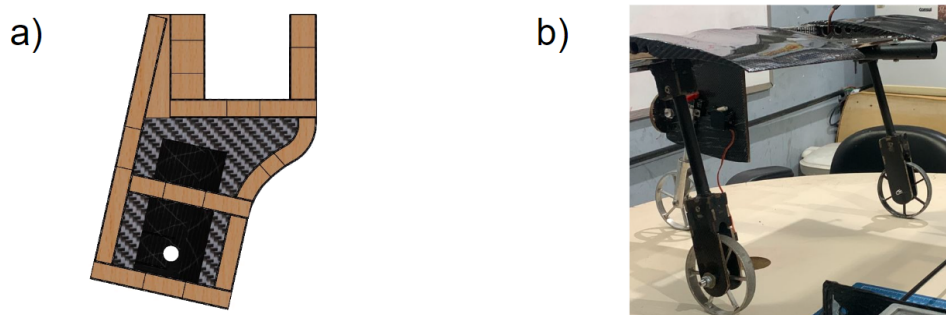


Figura 14. a) Corte da parte superior do TDP 2, b) TDP 2 finalizado e engastado na parte central da aeronave.

3. APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS

3.1. Comparativo estrutural entre TDP 1 e TDP 2

Como descrito, foi estruturado inicialmente um modelo em formato de arco (TDP 1) composto por fibra de carbono e resina, além de um tubo de carbono vazado com 6 mm de diâmetro e 1 mm de espessura, sendo fixado na região central do avião acima da fuselagem. Posteriormente adotou-se uma geometria diferente em formato de tubo (TDP 2), onde as extremidades seriam compostas por peças confeccionadas de balsas laminadas, conforme detalhado na seção de

manufatura. O encaixe superior semelhante à um “garfo” preso à longarina da aeronave é fixa à asa do avião por meio de resina e tiras de tecido de fibra de carbono, de modo que o restante das peças seja desmontável, facilitando a organização dos componentes dentro do volume estabelecido pelo regulamento da competição SAE BRASIL AeroDesign (Figura 15). Além disso, com base nas simulações, observou-se que o TDP 2 apresenta deformações e tensões menores que o TDP 1, justificando ainda mais a sua escolha.

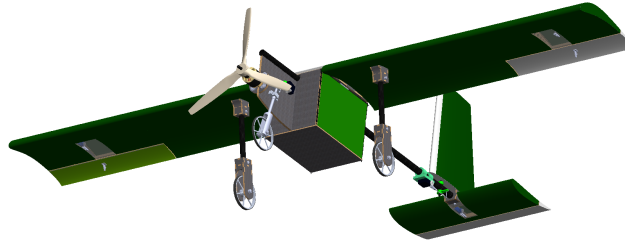


Figura 15. Configuração final aeronave 2022: “Táxi-Lunar”.

3.2. Análise de custos.

Para a manufatura do TDP 1 utilizou-se, como mencionado, tecido de fibra de carbono RC200P adquirido no valor de R\$ 484,34 cujo frete custou R\$ 36,63 de modo que a equipe considerou R\$ 520,97 o metro quadrado da fibra.

Portanto, como foi consumido $0,4m^2$, gastou-se, aproximadamente, R\$208,40 em fibra. Já no o kit endurecedor e resina a equipe gastou R\$ 786,64 em 4 Kg e foi utilizado no TDP 1 80 g, calcula-se, dessa forma, foi empregado R\$15,74 nesta parte.

Para o eixo auxiliar realizado com tubo de carbono de 6mm e comprimento de 60 cm, a Mandacaru Aerodesign despendeu o montante de R\$ 65,80. No que diz respeito à cola epóxi usada na fixação do eixo, a estimativa fica dificultada, sendo assim, considerou-se a utilização de um tubo tanto para este TDP quanto para o posterior. Esta custou R\$ 35,60. Por fim, obteve-se um gasto total de R\$ 325,54 no TDP 1.

Para a manufatura TDP 2, gastou-se R\$ 67,00 em duas chapas de balsa de 4mm, os cortes destas balsas, bem como do MDF para a confecção dos moldes não será considerado, uma vez que a equipe possui uma parceria para a realização dos cortes. De resina foi despendido o valor de R\$9,00.

A parte referente a fibra de carbono foi contabilizada como $0,23m^2$ que corresponde a R\$119, 82. Nos dois tubos de carbono de 16mm de diâmetro externo foi desembolsado R\$74,40 e na cola epóxi para fixação R\$35,60. Portanto, no TDP 2 empregou-se R\$ 306,12.

4. CONCLUSÃO

Conclui-se que, devido ao menor custo e a maior confiabilidade estrutural apresentadas através das simulações e análise de custos, a equipe optou pelo TDP 2. Além de adequar-se às normas do regulamento da categoria, existe a possibilidade de desmontar parte de seus componentes sem comprometer seu desempenho tornando essa configuração mais vantajosa para o propósito atual.

Outro fator negativo no TDP 1 é que o mesmo demanda um grande volume devido às características do avião, e consequentemente de seu dimensionamento, de modo que separá-lo em algum ponto torna-se inviável, pois ele não seria capaz de resistir aos esforços exigidos nas etapas de voo com essas modificações. O processo de manufatura do TDP 1, pôde ser considerado mais fácil devido a simplicidade da peça, mas mesmo com essa facilidade o seu custo ainda foi maior que o do TDP 2.

Ademais, toda a análise aqui realizada se mostrou relevante para a equipe visto que todo o orçamento é controlado e ter a melhor peça em relação ao custo benefício considerando os esforços e modo de fabricação se torna algo essencial. Por fim, ressalta-se que a metodologia aqui empregada pode ser aplicada em outros componentes.

5. REFERÊNCIAS

- Beer, F. P. et al. Mecânica dos materiais. [S.l.]: McGraw Hill Brasil, 2011. Composites. [S.l.]: Elsevier, 2004. p. 1223-1251.
- FAR, padrões de aeronavegabilidade da FAA - parte 23: Aviões de categoria normal, utilitário, acrobático e de passageiros.
- Gonçalves, L. A., "Projeto de uma aeronave biplana rádio controlada para participar da competição SAE Brasil Aerodesign 2019." 2019.
- Hodges, D.H., Pierce, GA Introdução à dinâmica estrutural e aeroelasticidade. [SI]: Cambridge Imprensa universitária, 2011. v. 15.
- Iscold, PH, Introdução às Cargas nas Aeronaves. Apostila PEE-EMBRAER, 2002.

- Rodrigues, L. E. M. J., "Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign: Estabilidade e Estruturas." 1a. edição, Edição do Autor, Salto. 2014.
- Roskam, J., "Airplane Design Part V: Component Weight Estimation." Ottawa, Kansas. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1958.
- Tillmann, V. B., "Análise Estrutural de Elementos Compósitos Com a Utilização do Método de Elementos Finitos." 2015.
- Timoshenko, S. P., Resistência dos materiais, vol. i e ii. Rio de Janeiro: LTC Editora, 1982.
- Stinton, D., The Design of the Aeroplane. London. Oxford BSP Professional Books, 1983.
- Raymer, P. D., Aircraft Design: A Conceptual Approach - AIAA Education Series. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1989.
- Pazmany, L., Light Airplane Design. San Diego, California, United States of America. 1963.
- Torenbeek, E., Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, The Netherlands. 1982.
- Abeling, A. Dimensionamento de um conjunto trem de pouso para aerodesign. TCC (Bacharel em Engenharia Mecânica) - Faculdade Horizontina (FAHOR), Horizontina. 2016.

6. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelo material impresso incluído neste artigo.

SIZING A SAE AERODESIGN LANDING GEAR AID BY STRUCTURAL SIMULATION AND COST ANALYSIS IN THE MANUFACTURING PROCESS

Paulo Virginio da Silva Neto¹

Eduardo Paulo Ferreira Junior²

Maria Kallynne dos Santos Lima²

Matheus Gomes da Silva¹

Guilherme Barbosa Lopes Junior¹

1-Federal University of Pernambuco - Department of Mechanical Engineering - Recife, Pernambuco, Brazil.

2-Federal University of Pernambuco - Department of Electrical Engineering - Recife, Pernambuco, Brazil.

paulo.virginio@ufpe.br, eduardo.pferreira@ufpe.br, kallynne.santoslima@ufpe.br, matheus.gomessilva@ufpe.br, guilherme.lopes@ufpe.br.

Abstract. *The landing gear of an aircraft is one of the most critical, detailed and well dimensioned parts of an aeronautical project. In addition to being a component that requires a lot of attention in its structural function, this component must guarantee stability on the ground capable of bringing safety and reliability in its use. At SAE Brasil Aerodesign, a radio-controlled aircraft must be designed that is capable of carrying a minimum load equivalent to its own weight, which can be dismantled and fits into a casing with a volume equal to 0.036 m³. In this way, the function of the landing gear remains the same as that of a commercial aircraft and, for that, it must be dimensioned strategically in order to obtain a light, safe geometry that meets its metrics. The present work aims to present the entire methodology behind an aeronautical landing gear design based on analytical and computational calculations. The choices made for such calculations are based on reference bibliographies in the area, as well as their modeling in a virtual environment and all the methodology present in this stage. From there, we intend to present the correct choice of materials, followed by a series of finite element simulations to validate a previous geometry. It is also intended to present the planning and organization of the steps for the manufacture of this geometry through processes of lamination, laser cutting and finishing of composite materials. Finally, the parameters of a geometry optimization and comparative analysis will be addressed in relation to the structural and constructive advantages and financial analysis of product costs and manufacturing costs when equating the prototype with the final model. It is expected that every step followed, once able to meet the proposed objectives, proves the feasibility of following the methodology used and that will be addressed here*

Keywords: *Structural simulation; cost analysis; composite manufacturing; product validation test; geometric optimization*

RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are solely responsible for the printed material included in this article.