

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Tarcísio Ladeia de Oliveira

**Projeto de estrutura de *drone* para fabricação pelo
processo de Manufatura Aditiva FDM em polímero ABS**

São Carlos

2019

Tarcísio Ladeia de Oliveira

**Projeto de estrutura de *drone* para fabricação pelo
processo de Manufatura Aditiva FDM em polímero ABS**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Mecânico.

Orientador: Prof. Dr. Jonas de Carvalho

VERSÃO CORRIGIDA

**São Carlos
2019**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

048p

Oliveira, Tarcísio Ladeia de
Projeto de estrutura de drone para fabricação
pelo processo de Manufatura Aditiva FDM em polímero ABS
/ Tarcísio Ladeia de Oliveira; orientador Jonas de
Carvalho. São Carlos, 2019.

Monografia (Graduação em Engenharia Mecânica) --
Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de
São Paulo, 2019.

1. Aeronaves não tripuladas. 2. Projeto mecânico.
3. Estruturas de plástico. 4. Método dos elementos
finitos. 5. Manufatura aditiva. 6. Plásticos. I.
Título.

FOLHA DE AVALIAÇÃO

Candidato: TARCÍSIO LADEIA DE OLIVEIRA

Título: PROJETO DE ESTRUTURA DE DRONE PARA FABRICAÇÃO PELO PROCESSO DE MANUFATURA ADITIVA FDM EM POLÍMERO ABS.

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo - Engenharia Mecânica.

BANCA EXAMINADORA

Eng. MSc. Marcos Paulo Gonçalves Pedroso
Doutorando EESC

Nota atribuída: 9,0 (Nove) Marcos Pedroso
(assinatura)

Prof. Dr. Márcio Marques da Silva – SENAI São Carlos
Pós-Doutorando - EESC - USP

Nota atribuída: 9,0 (Nove) [assinatura]
(assinatura)

Prof. Dr. Jonas de Carvalho – EESC - USP
(Orientador)

Nota atribuída: : 9,0 (nove) [assinatura]
(assinatura)

Média: : 9,0 (nove)

Resultado: Aprovado

Data: 05/Julho/2019

Este trabalho tem condições de ser hospedado no Portal Digital da Biblioteca da EESC

SIM ☒ NÃO ☐ OBS: Após correções/inclusões sugeridas pela banca.

Visto do orientador:

[assinatura]

*Dedico este trabalho a meu amigo de infância, Eduardo Riccetto,
por me conceder a oportunidade de ingressar nesta universidade.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao professor Jonas de Carvalho e ao Centro de Engenharia Aplicada à Saúde (CEAS) pelos materiais de Manufatura Aditiva concedidos para uso, incluindo material teórico, máquinas e matéria-prima.

Agradeço também à professora Roseli Aparecida Francelin Romero, do ICMC, assim como ao Laboratório de Aprendizado de Robôs (LAR) e ao Centro de Robótica de São Carlos (CRob) pelo fornecimento do *drone* utilizado como modelo para este trabalho, assim como a infraestrutura para realização de medições e testes práticos, como também o fez o Serviço de Mecânica e Motores da EESC (SVMEMOT).

Agradeço à minha família e aos meus amigos, por todo apoio antes e durante a graduação.

E por fim, ao Centro Acadêmico Armando de Salles Oliveira, ao Alojamento e novamente à professora Roseli por contribuírem para que eu permanecesse na universidade.

*“Nenhuma pessoa é livre
enquanto não domina a si mesma.”
Epiteto.*

RESUMO

OLIVEIRA, T.L. **Projeto de estrutura de *drone* para fabricação pelo processo de Manufatura Aditiva FDM em polímero ABS**. 2019. 69p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019.

O trabalho analisa a viabilidade do uso de modelagem por fusão e deposição (FDM) com material ABS para a fabricação de estruturas para *drones*, tendo como base o *frame* F450 da DJI. Foram realizadas simulações pelo método dos elementos finitos sobre quatro propostas de estruturas, desenvolvidas iterativamente. A primeira proposta foi uma prova de conceito básica, submetida ao esforço máximo atingível pelo conjunto motor-hélice do *drone* modelo, em simulação estática, estando inseridos na modelagem simplificações dos outros elementos que compõem o UAV. A segunda proposta consistiu em um conjunto de quatro estruturas com mesmo exterior e diferentes preenchimentos, sendo realizado o mesmo teste da proposta anterior em conjunto com análise modal. Para comparação, as mesmas simulações foram realizadas em um modelo do “braço” do *frame* original. A terceira proposta se baseou nos resultados da anterior visando minimizar a massa. Foram realizadas simulações em quatro estados: máxima tensão, tensão de equilíbrio, baixa tensão e repouso, obtendo-se as tensões resultantes e frequências de ressonância, além de quatro simulações de queda (0,5, 1,0, 2,0 e 3,0 m/s). A quarta proposta foi criada visando sanar problemas notados na estrutura anterior, sendo realizados os mesmo testes. Tanto a primeira quanto a segunda proposta se mostraram promissoras, devido às baixas tensões resultantes, embora as frequências de ressonância se mostrassem muito próximas às frequências de rotação do motor. O sobredimensionamento resultante foi alto. A terceira proposta se mostrou menos superdimensionada, por outro lado, se mostrou pouco promissora em quedas. A quarta proposta apresentou melhores resultados nesse quesito. Em ambas houveram frequências de ressonância muito próximas a possíveis velocidades de rotação do motor. Apesar disso, o uso de ABS e FDM para fabricação de tais estruturas se mostrou promissor, especialmente para *drones* auto-estabilizados. Resta, porém, a necessidade de realização de testes práticos para analisar o efeito das frequências de ressonância e como outros fatores, como a fadiga, podem afetar o desempenho delas.

Palavras-chave: Aeronaves não tripuladas. Projeto mecânico. Estruturas de plástico. Método dos elementos finitos. Manufatura aditiva. Plásticos.

ABSTRACT

OLIVEIRA, T.L. **Design of drone structure for fabrication in the Additive Manufacturing process FDM in ABS polymer.** 2019. 69p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019.

This work analyses the viability of using a fused deposition modeling (FDM) process with ABS as material to fabricate structures for drones, using as foundation the DJI F450 frame. Finite element simulations were done on four proposed structures, which were developed iteratively. The first one was a basic proof of concept, put under the maximum stress the model drone's motor-propeller set could reach, in a static simulation, being part of the model simplified versions of the other elements that are part of the UAV. The second one consisted of a set of four structures with the same exterior and different interiors, put under the same tests as the second one followed by a modal analysis. For comparison, the same simulations were done on a model of the original frame's "arm". The third one was based on the results of the previous one aiming at minimizing mass. Four states were simulated: maximum stress, equilibrium stress, low stress and at rest, obtaining the resulting stress values as well as resonance frequencies, besides four simulated drop tests (0.5, 1.0, 2.0, 3.0 m/s). The fourth one was created aiming at solving problems detected in the previous structure, with the same tests being done. Both the first and the second proposed structures had promising results, due to the low resulting stresses, even though the resonance frequencies ended up being close to the motor's rotational frequency. This resulted in increased oversizing. The third one was shown to be much less oversized, while on the other hand was shown not to be as promising in free falls. The fourth one showed better results in this regard. In both there were resonance frequencies very close to possible rotational speed the motor could reach. Despite that, the use of ABS and FDM to fabricate such structures was shown to be promising, especially for self-stabilizing drones. Still remains, however, the need to do experimental tests to analyze the effect of the resonance frequencies and how other factors, such as fatigue, could affect their performance.

Keywords: Unmanned aerial vehicle. Mechanical design. Plastic structures. Finite element method. Additive manufacture. Plastics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Drone quadrotor do Laboratório de Aprendizado de Robôs (LAR-ICMC-USP).	28
Figura 2 – Modelagem física de um quadrotor.	29
Figura 3 – Quadrotores + e ×, respectivamente.	29
Figura 4 – Desenho mecânico do modelo preliminar. Os três furos representam a posição do motor.	39
Figura 5 – Malha do modelo preliminar.	40
Figura 6 – Modelagem física do modelo preliminar.	40
Figura 7 – Um dos braços do <i>drone</i> , sem a hélice. Em destaque, a posição e fixação do ESC. Nos modelos criados, ele foi simulado em uma posição mais próxima ao centro.	41
Figura 8 – Desenho mecânico da parte externa dos modelos aprimorados.	41
Figura 9 – Renderização do braço do F450.	42
Figura 10 – Renderização do <i>drone</i> montado (parcialmente).	42
Figura 11 – Modelagem física dos modelos aprimorados.	43
Figura 12 – Malhas do modelo preliminar, em corte.	44
Figura 13 – Malha da peça original.	44
Figura 14 – Modelagem física da peça original.	45
Figura 15 – Vista 3D em corte do modelo aprimorado com preenchimento treliçado.	45
Figura 16 – Preenchimento em malha.	46
Figura 17 – Desenho mecânico do modelo final.	46
Figura 18 – Modelagem física do modelo final.	48
Figura 19 – Malha do modelo final.	48
Figura 20 – Malha do modelo final (testes de queda).	49
Figura 21 – Modelagem física do modelo final (testes de queda).	49
Figura 22 – Desenho mecânico do modelo alternativo.	49
Figura 23 – Renderização do modelo alternativo, em corte.	50
Figura 24 – Malha do modelo alternativo.	50
Figura 25 – Malha do modelo final (testes de queda).	51
Figura 26 – Resultado da simulação do modelo preliminar. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 0,12478 MPa (em vermelho).	53
Figura 27 – Resultados das simulações do modelo aprimorado.	54
Figura 28 – Resultados das simulações do modelo aprimorado sobre a estrutura original. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 13,052 MPa (em vermelho).	55
Figura 29 – Peças impressas parcialmente.	57

Figura 30 – Resultados das simulações do modelo final. 59

Figura 31 – Modelo final atingindo o solo. A deformação está em escala 1:1. 61

Figura 32 – Resultados das simulações do modelo alternativo. 62

Figura 33 – Modelo alternativo atingindo o solo. A deformação está em escala 1:1. . . 62

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dados de alguns materiais ABS, obtidos pela empresa Stratasys.	32
Tabela 2 – Propriedades do ABS P400, segundo a empresa Stratasys.	37
Tabela 3 – Propriedades obtidas dos ensaios com corpos de provas fabricados por FDM com ABS P400.	37
Tabela 4 – Propriedades do Nylon 66 com 30% de fibra de vidro (PA66-30GF). . .	38
Tabela 5 – Frequências de ressonância do modelo aprimorado com preenchimento completo.	56
Tabela 6 – Frequências de ressonância do modelo aprimorado com preenchimento nulo.	56
Tabela 7 – Frequências de ressonância do modelo aprimorado com preenchimento treliçado.	56
Tabela 8 – Frequências de ressonância do modelo aprimorado com preenchimento em malha.	56
Tabela 9 – Frequências de ressonância do modelo aprimorado sobre a estrutura original.	57
Tabela 10 – Frequências de ressonância do modelo final sob máxima tensão. . . .	60
Tabela 11 – Frequências de ressonância do modelo final em equilíbrio com o próprio peso.	60
Tabela 12 – Frequências de ressonância do modelo final sob baixa tensão.	60
Tabela 13 – Frequências de ressonância do modelo final em repouso.	60
Tabela 14 – Frequências de ressonância do modelo alternativo sob máxima tensão. .	63
Tabela 15 – Frequências de ressonância do modelo alternativo em equilíbrio com o próprio peso.	63
Tabela 16 – Frequências de ressonância do modelo alternativo sob baixa tensão. . .	63
Tabela 17 – Frequências de ressonância do modelo alternativo em repouso.	63

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

2D	Bidimensional
3D	Tridimensional
ABS	<i>Acrylonitrile Butadiene Styrene</i>
AM	<i>Additive Manufacturing</i>
AMF	<i>Additive Manufacturing File Format</i>
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CAE	<i>Computer-Aided Engineering</i>
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos
FDM	<i>Fused Deposition Modeling</i>
FEA	<i>Finite Element Analysis</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
ICMC	Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação
LAR	Laboratório de Aprendizado de Robôs
MA	Manufatura Aditiva
MEF	Método dos Elementos Finitos
PLA	<i>Polylactic Acid</i>
STL	<i>Stereolithography Format</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UV	<i>Ultra-Violet</i>
VANT	Veículo Aéreo Não-Tripulado
VTOL	<i>Vertical Take-off and Landing</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

T	Força de impulso
ω	Velocidade angular
c_T	Constante de empuxo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	Objetivos	26
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	27
2.1	Drones	27
2.1.1	Definição	27
2.1.2	Funcionamento	27
2.2	Manufatura Aditiva	30
2.2.1	Definição	30
2.2.2	Modelagem por Fusão e Deposição (FDM)	31
2.2.2.1	Funcionamento	31
2.2.2.2	Aplicabilidade	31
2.2.2.3	Preenchimento	32
2.3	Método dos Elementos Finitos	32
2.4	Treliça	34
3	MATERIAIS E MÉTODOS	35
3.1	Recursos Disponíveis	35
3.1.1	Impressoras 3D	35
3.1.2	<i>Drone</i>	35
3.1.3	<i>Softwares</i>	36
3.2	Material	36
3.3	Métodos	38
3.3.1	Considerações de Projeto	38
3.3.2	Modelo Preliminar	39
3.3.3	Modelo Aprimorado	41
3.3.3.1	Preenchimento Treliçado	43
3.3.3.2	Preenchimento em Malha	44
3.3.4	Modelo Final	45
3.3.5	Modelo Alternativo	47
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	53
4.1	Modelo Preliminar	53
4.2	Modelo Aprimorado	53
4.2.1	Preenchimento Completo	53
4.2.2	Preenchimento Nulo	53

4.2.3	Preenchimento Trelaçado	53
4.2.4	Preenchimento em Malha	54
4.2.5	Braço Original	54
4.2.6	Discussão	54
4.3	Modelo Final	56
4.3.1	Máxima Tensão	57
4.3.2	Equilíbrio	58
4.3.3	Baixa Tensão	58
4.3.4	Repouso	58
4.3.5	Quedas	58
4.3.6	Discussão	58
4.4	Modelo Alternativo	59
4.4.1	Máxima Tensão	59
4.4.2	Equilíbrio	59
4.4.3	Baixa Tensão	60
4.4.4	Repouso	60
4.4.5	Quedas	60
4.4.6	Discussão	61
5	CONCLUSÃO	65
5.1	Trabalhos Futuros	66
	REFERÊNCIAS	67

1 INTRODUÇÃO

Desde a década de 2010, ocupar o espaço aéreo com pequenas máquinas não tripuladas deixou de ser um *hobby* exclusivo dos entusiastas de aeromodelismo e se abriu aos entusiastas da tecnologia com a popularização dos modelos multirrotores e *drones* comerciais. Como resultado da miniaturização e diminuição de preço de equipamentos vitais para o voo, como giroscópios e controladores aéreos, além de acessórios como câmeras, facilitou o desenvolvimento em massa de *drones* destinados ao público: em 2014, foram compradas 400.000 unidades de modelos produzidos pela empresa DJI, e em 2015 havia a expectativa de que um milhão fossem compradas somente no Natal (GETTINGER; MICHEL, 2015).

Nas últimas décadas, o ramo de Manufatura Aditiva se popularizou nos meios acadêmicos e industriais e dentre a população em geral graças à expiração de patentes mais antigas, em conjunto com a criação de novos métodos, aperfeiçoamento dos já existentes, barateamento da tecnologia e cobertura midiática, o que lhe rendeu o nome popular “impressão 3D” (NGO *et al.*, 2018; SCHNIEDERJANS, 2017). Impressoras 3D destinadas ao público consumidor custavam entre 500 e 10.000 dólares nos Estados Unidos em 2015, preço consideravelmente menor do que em 2010 (NGO *et al.*, 2018).

No Brasil, elas custam entre 900 e 30.000 reais. Isso deve-se, além do valor do dólar, ao imposto sobre importação (14%), o ICMS e o COFINS, além da falta de incentivo por parte do governo. Com isso, as impressoras 3D do país normalmente se encontram com entusiastas, universidades, empresas especializadas em fabricação por manufatura aditiva e FabLabs e Makerspaces, pequenos espaços destinados ao ensino e uso dessa tecnologia (WOODSON; ALCANTARA; NASCIMENTO, 2019). Devido a isso, ela não está tão difundida pelo território quanto em outros países.

Os materiais mais usados na Manufatura Aditiva são materiais poliméricos, especialmente entre consumidores, mas seu uso normalmente se limita à fabricação de protótipos, devido à sua baixa resistência mecânica. Por outro lado, apresenta maior custo-benefício que processos tradicionais como extrusão e moldagem (NGO *et al.*, 2018), processos como os usados para a fabricação de estruturas e carcaças plásticas de *drones*. Os *drones* comerciais são caracterizados por suas reduzidas dimensões e massa, portanto o uso de processos de Manufatura Aditiva (como FDM) para a fabricação de algumas de suas partes pode ser interessante tanto para a indústria como utilizadores dessas tecnologias.

1.1 Objetivos

Objetivos primários:

- a) Avaliar a viabilidade do uso das tecnologias de MA para fabricação da estrutura de um *drone* em termos de requisitos de fabricação, desempenho e custos;
- b) Identificar possíveis problemas e propor possíveis soluções, para propor um direcionamento de pesquisas nessa área, considerando as peculiaridades da fabricação por MA.

Objetivos secundários:

- a) Propor uma estrutura acoplável ao núcleo do *frame* DJI F450 que se adéque aos requisitos de funcionamento do mesmo;
- b) Identificar possíveis aplicações para *drones* que utilizem a estrutura resultante.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Drones

2.1.1 Definição

Drone é o nome popular de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs, ou UAVs, de sua nomenclatura em inglês: *Unmanned Aerial Vehicle*) dotados das seguintes características:

- a) Mais pesados que o ar;
- b) Têm capacidade de voar de forma estável e confiável;
- c) Não têm um ser humano a bordo;
- d) São dotados de grau de controle suficiente para permitir a realização de funções úteis (CLARKE, 2014).

Em suas aplicações domésticas e acadêmicas, é caracterizado também pelo seu custo relativamente baixo e estrutura simples, sendo comumente usados para funções simples como monitoramento e mapeamento, com o auxílio de câmeras, sensores, controladores e GPS (CLARKE, 2014).

Nesses meios, também é comum o uso de *drones* multirrotores, isto é, veículos movidos por duas ou mais hélices, comumente apresentando duas, três, quatro, cinco, seis ou oito (AGRAWAL; SHRIVASTAV, 2015). Tal estrutura dá-lhe a característica VTOL (do inglês, *Vertical Take-Off and Landing*), isto é, ele pode voar e pousar verticalmente, não necessitando de pista de voo ou de pouso (como no caso de veículos aéreos de asa fixa). Além disso, é mais facilmente controlável: pode manter-se parado no ar e realizar movimentos pequenos e precisos caso necessário.

2.1.2 Funcionamento

Um multirrotor é essencialmente composto por:

a) **Controlador de voo**

Responsável por abstrair o controle do VANT, transformando comandos do controle ou do algoritmo em variação da rotação das hélices que ocasionem o efeito desejado, sendo possivelmente também responsável por manter sua estabilidade.

b) **GPS**

Permite referenciar a posição do *drone* em relação ao sistema de coordenadas global.

Figura 1 – Drone quadrotor do Laboratório de Aprendizado de Robôs (LAR-ICMC-USP).



Fonte: Brito, Souza Neto e Romero (2017).

c) **Bateria**

Mantém a autonomia energética do drone.

d) **Estrutura (*frame*)**

Une os componentes do VANT e mantém relativamente constantes as velocidades lineares e angulares ao longo de todas as suas dimensões.

e) **Motores**

Provêm velocidade angular às hélices.

f) **Hélices**

Exercem sustentação aerodinâmica através de sua rotação.

No quadrotor, um par de hélices rotaciona no sentido horário, e outro par, no sentido anti-horário, como mostrado na Figura 2. A velocidade angular relativa das hélices é o que determina os movimentos do *drone*. Se for nula, ele se mantém parado ou se move verticalmente (ao se aumentar ou diminuir a velocidade dos rotores). Caso as hélices 1 e 3 rotacionem mais rapidamente, ele gira no sentido anti-horário. Caso as hélices 2 e 4 o façam, no sentido horário (GAPONOV; RAZINKOVA, 2012). O aumento da rotação de cada hélice separadamente faz com que ele se desloque horizontalmente. Em quadrotores do tipo +, isso significa deslocamento ao longo do eixo X ou Y. Em quadrotores do tipo ×, deslocamento diagonal. Nesse caso, para deslocamento ao longo de um dos eixos é

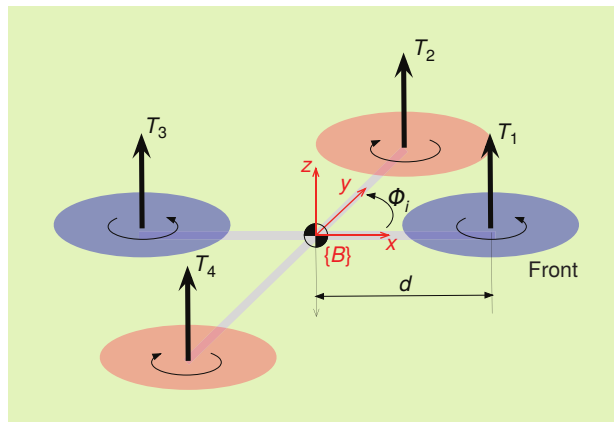
necessário o aumento da velocidade de um par de hélices vizinhas (ZHANG *et al.*, 2014).

De acordo com Mahony, Kumar e Corke (2012), a relação entre empuxo e rotação do motor é, quando em translação vertical:

$$T_i = c_T \omega_i^2 \quad (1)$$

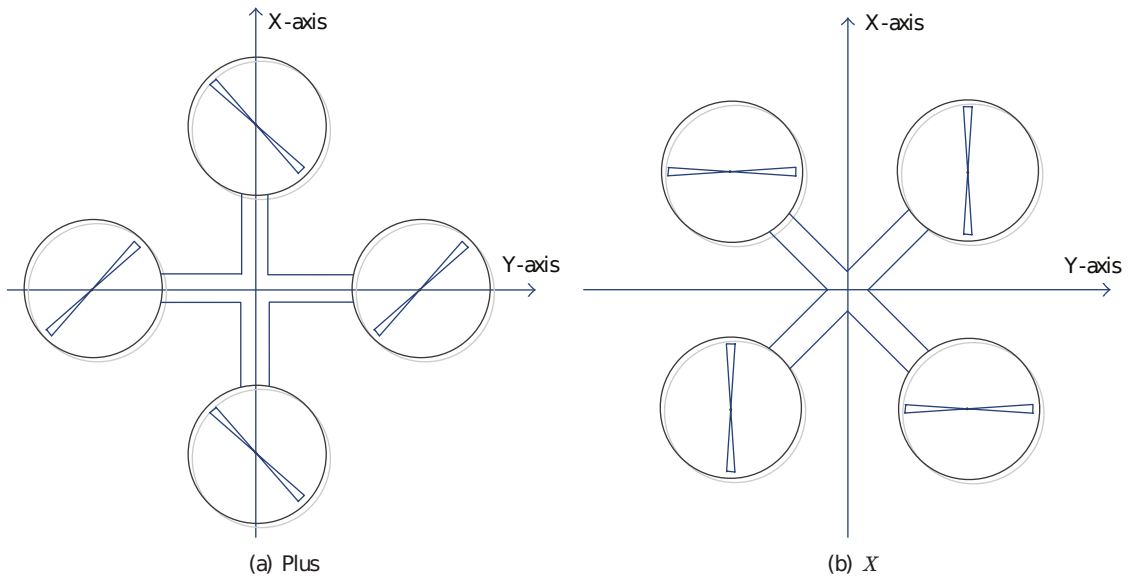
onde T_i é o impulso exercido pelo conjunto motor-hélice i , c_T é a constante de empuxo e ω_i a rotação do motor.

Figura 2 – Modelagem física de um quadrotor.



Fonte: Mahony, Kumar e Corke (2012).

Figura 3 – Quadrotores + e $\times$, respectivamente.



Fonte: Zhang *et al.* (2014).

2.2 Manufatura Aditiva

2.2.1 Definição

Manufatura Aditiva (*AM*, do inglês *Additive Manufacturing*) é o nome utilizado na academia e na indústria para descrever processos de fabricação que se baseiam na adição de material (em oposição a processos subtrativos, como o de usinagem), tendo como base o modelo computadorizado tridimensional do produto final desejado (VOLPATO, 2017). O modelo é adicionado em um *software* de manufatura aditiva, especializado para o tipo de processo empregado, através de formatos padronizados como o *STL* (de *STereoLitography*, um dos primeiros processos de manufatura aditiva) e o *AMF* (*Additive Manufacturing File Format*, padrão criado posteriormente, mais robusto e otimizado que o *STL* e com suporte a diferentes cores e materiais). Em seguida, *software* “fatia” o modelo em camadas com a espessura da precisão especificada e, dependendo do processo, calcula a geometria dos suportes a serem adicionados. Com isso, inicia a fabricação.

Segundo Gibson, Rosen e Stucker (2015) e Volpato (2017), dentre os processos de manufatura aditiva, destacam-se:

a) **Fotopolimerização em cuba:**

Utilização de resinas líquidas fotossensíveis, que se solidificam quando expostas à radiação UV.

b) **Modelagem por fusão e deposição:**

Fundição de um material seguida por extrusão e deposição em camadas.

c) **Jateamento de material:**

Deposição de material (cera ou resina fotossensível) de forma análoga à de uma impressora comum: jateando o material fundido sobre uma superfície.

d) **Jateamento de aglutinante:**

Jateamento de material aglutinante sobre material pulverizado, formando o produto através da aglutinação das partículas e solidificação do aglutinante.

e) **Fusão de leito de pó:**

Sinterização de pó metálico, polimérico, cerâmico ou compósito, através do uso de *lasers* ou feixes de elétrons.

f) **Adição de lâminas:**

Corte de lâminas de material, sendo estas unidas às outras camadas anterior ou posteriormente ao corte.

g) **Deposição com energia direcionada:**

Fusão de material pulverizado durante a deposição, utilizada especialmente com metais.

h) **Direct Write:**

Criação de estruturas de forma livre ou eletrônicas, com uma ou mais dimensões menores que $50\ \mu m$.

2.2.2 Modelagem por Fusão e Deposição (FDM)

2.2.2.1 Funcionamento

O processo de AM mais conhecido, devido aos baixos custos, pequenas dimensões e versatilidade, é o processo de Modelagem por Fusão e Deposição (*FDM - Fused Deposition Modeling*), que rendeu à AM também o nome de “Impressão 3D” pela mídia justamente por sua popularidade e aplicabilidade no meio doméstico (VOLPATO, 2017).

A FDM consiste no aquecimento seguido por extrusão de material polimérico através de um bico extrusor, normalmente dotado de diâmetro interno regulável. A cada camada, o bico se desloca pelos eixos X e Y (de forma contínua, sempre que possível) depositando o material, formando as camadas do produto em si e de seus suportes, quando presentes, se deslocando em Z ao término de cada uma.

Materiais comumente utilizados na FDM são o *PLA (Polylactic Acid - Polilático)* e o *ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene - Acrilonitrila Butadieno Estireno)*. Para o ABS, o ângulo mínimo de auto-suporte para superfícies negativas, isto é, que não necessita de estrutura de suporte, é de aproximadamente 45° (VOLPATO, 2017).

O processo pode ser feito ao ar livre ou com condicionamento do ambiente e ventilação, para permitir melhor aderência entre as camadas e menor deformação decorrente da temperatura do material extrudado. O suporte pode ser feito com o mesmo material do produto, mas com menor densidade de preenchimento, ou por outros materiais que sejam mais baratos ou que facilitem sua remoção (como materiais solúveis em água).

2.2.2.2 Aplicabilidade

A versatilidade da impressão 3D torna ela muito comum para aplicações como prototipagem rápida (isto é, criação de protótipos físicos de produtos, para melhor análise deles em diferentes fases de projeto), mas não tanto para criação do produto final em si. O fato de serem materiais poliméricos, extrudados e fabricados por camadas os confere características mecânicas desfavoráveis para aplicações que exigem grande resistência mecânica e resistência térmica. Os materiais em si são frágeis, como mostrado pela Tabela 1, mas a deposição de camadas fragiliza o produto final em todos os eixos, pois a região de encontro entre as camadas (eixo Z) e entre as linhas de deposição (plano XY) tem espessura menor, além de ser afetada pela temperatura do bico e das camadas subsequentes.

A literatura apresenta estudos sobre a viabilidade da aplicação da AM para a criação de produtos que requerem maior esforço mecânico. Lovo e Fortulan (2017) analisa

Tabela 1 – Dados de alguns materiais ABS, obtidos pela empresa Stratasys.

Propriedade	ABS	ABSi	ABSplus	ABS/PC
Resistência à tração (MPa)	22	37	36	34,8
Módulo de elasticidade (tração) (MPa)	1627	1915	2265	1827
Razão de deformação (%)	6	3,1	4	4,3
Resistência à flexão (MPa)	41	61	52	50
Módulo de elasticidade (flexão) (MPa)	1834	1820	2198	1863
Impacto IZOD (J/m ²)	106,78	101,4	96	123
Temperatura de distorção a 66 psi (°C)	90	87	96	110
Temperatura de distorção a 264 psi (°C)	76	73	82	96
Expansão térmica (°C ⁻¹)	$1,01 \times 10^{-4}$	$1,2 \times 10^{-5}$	$8,82 \times 10^{-5}$	$7,38 \times 10^{-5}$
Densidade relativa	1,05	1,08	1,04	1,2

Fonte: Gibson, Rosen e Stucker (2015).

as propriedades mecânicas do ABS puro e com substâncias ou estruturas de reforço, assim como sua aplicabilidade como material de componentes mecânicos, e Almeida e Carvalho (2007) propõe uma forma de simular o comportamento de objetos fabricados por FDM em ambientes de simulação por Método dos Elementos Finitos, adicionando ao cálculo a fragilidade do produto nos eixos perpendiculares às linhas de deposição, além de obter dados como módulo de elasticidade, coeficiente de Poisson e tensão de escoamento por tração e por flexão de produtos fabricados por FDM.

2.2.2.3 Preenchimento

Como a peça é produzida através da deposição de linhas, é necessário definir como o interior do sólido será preenchido. Cada *software* de impressão 3D apresenta diversas estratégias de preenchimento, cada uma com suas vantagens e desvantagens (maior velocidade, maior rigidez, entre outros), tendo o usuário a liberdade de não somente escolher algum deles como escolher a porcentagem de preenchimento, variando, conforme a máquina, de 0% a 100% (VOLPATO, 2017). Deve-se considerar, também, que o fato da peça ser preenchida dessa forma inevitavelmente leva à formação de áreas sem material no interior dela (conhecidos como *gaps*), e, conseqüentemente, gera regiões de concentração de tensão, tornando a peça mais suscetível a danos por fadiga.

2.3 Método dos Elementos Finitos

O Método dos Elementos Finitos (MEF, ou FEM, do inglês *Finite Element Method*) é um método computacional generalizado de análise de estruturas. Ele consiste na discretização de um modelo 2D ou 3D em *elementos*, cujo comportamento é definido por um número finito de parâmetros, ligados a seus vizinhos por *nós*; e na subsequente solução de um sistema de equações originado dessa subdivisão e da aplicação de condições de contorno, seguindo as mesmas regras utilizadas na solução de problemas discretos genéricos. Visto

que estruturas, peças e outros elementos mecânicos são elementos contínuos (isto é, seu comportamento é regido pela Mecânica do Contínuo), a análise de seu comportamento pela interação entre elementos discretos, em geral, resulta em aproximações do comportamento real, embora em certos casos seja possível obter resultados iguais aos obtidos analiticamente (ZIENKIEWICZ R. L. TAYLOR, 2005).

A análise consiste no cálculo dos esforços que atuam em cada nó, seguindo os parâmetros dos elementos a que pertencem, para obter seus efeitos em cada nó. No caso de análises estruturais, o esforço é a *força*, o parâmetro é a *rigidez*, e o resultado é o *deslocamento*:

$$\mathbf{q} = \mathbf{K}\mathbf{u} + \mathbf{f}$$

onde $\mathbf{q}$ é o vetor de forças aplicadas a cada nó, $\mathbf{K}$ a matriz rigidez, $\mathbf{u}$ o deslocamento, e $\mathbf{f}$ as reações em cada nó que equilibram estaticamente o problema. No caso de problemas estáticos, a soma das forças aplicadas em cada nó é nula, portanto:

$$\mathbf{K}\mathbf{u} + \mathbf{f} = \mathbf{0}$$

Para problemas estáticos é importante notar também que as condições de contorno utilizadas, assim como em problemas comuns de Estática e Mecânica dos Sólidos, devem resultar em um sistema isostático, isto é, todos os graus de liberdade envolvidos devem estar restringidos.

É preciso notar, porém, que esse sistema de equações supõe elasticidade linear (isto é, seguindo a Lei de Hooke). Para problemas mais complexos, como os que envolvem deformação plástica ou situações hiperestáticas, é necessário o uso de sistemas não lineares que se adéquem ao problema proposto.

Softwares CAE comerciais atuais como o ANSYS e o ABAQUS apresentam diversos métodos de resolução de problemas pelo MEF, não se restringindo a problemas estruturais: solucionam também problemas térmicos, fluídicos e elétricos, tanto estáticos como dinâmicos, e realizam análises modais, além de permitir a integração e superposição dos resultados de cada análise.

Os *softwares* criam uma malha (*mesh*) baseada em um modelo tridimensional (*geometry*) que é a representação gráfica do conjunto de elementos e nós criado por ele. Os resultados das simulações dependem da qualidade da malha, sendo esta originada do algoritmo selecionado pelo usuário e das opções de refinamento disponível. A interface gráfica permite a visualização do resultado na forma de deformações aplicadas à geometria e faixas de cores indicando os níveis de esforços e deslocamentos sofridos por cada elemento, facilitando a análise dos resultados.

2.4 Treliça

Segundo Hibbeler (2005), “a treliça é uma estrutura de elementos relativamente delgados ligados entre si pelas extremidades”. São utilizadas, por exemplo, na construção de pontes e telhados, eitas de aço ou madeira. A análise estática de treliças considera que todos os esforços são aplicados aos nós e que os elementos são ligados entre si por pinos lisos. Treliças cujas forças se encontram em um mesmo plano são denominadas “treliças planas”. Se as forças envolvidas se distribuem espacialmente, ela é denominada “treliça espacial”.

O uso de treliças é comum por suas diferentes configurações, tanto bidimensionais quanto tridimensionais, apresentarem propriedades como elevada razão entre resistência mecânica e densidade, elevada razão entre rigidez e densidade e elevada razão entre rigidez e coeficiente térmico, embora, por outro lado, apresentem problemas com resistência à vibração devido a tais razões (JUNYI; BALINT, 2016).

3 MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 Recursos Disponíveis

3.1.1 Impressoras 3D

Para a fabricação da estrutura, estão disponíveis para uso as impressoras 3D GTMax3D Pro Core H4 e GTMax3D Core A3, do Centro de Engenharia Aplicada à Saúde, e o material ABS. As impressoras têm como dimensões de impressão $300 \times 200 \times 445 \text{ mm}^3$ e $300 \times 300 \times 300 \text{ mm}^3$ respectivamente. As máquinas custam aproximadamente R\$ 8.000,00 no Brasil.

O Parque Tecnológico de São Carlos (ParqTec) também fabrica produtos por FDM utilizando uma Stratasys Fortus 360 MC, que pode extrudar ABS com fibra de carbono. Por outro lado, a máquina custa 450 mil reais.

3.1.2 Drone

O *drone* usado como base para o projeto é o quadrotor do Laboratório de Aprendizado de Robôs (LAR) do ICMC, presente na Figura 1. Ele é composto por:

- a) Bateria Thunder Power RC (3 s - 4.400 mAh - 70 C), 11,1 V com aproximadamente 400 g de massa;
- b) Controlador de voo Ardupilot e antena de GPS, 200 g;
- c) Câmera GoPro Hero 3 e suporte, 200 g;
- d) Sistema de propulsão DJI E310, composto por:
 - Quatro motores DJI 2312, 60 g cada, com rotação de 960 rpm/V;
 - Quatro hélices 9450 24 $\times$ 12,7 cm, 13,75 g cada, resultando em propulsão de até 800 g a 12 V no nível do mar;
 - Quatro ESCs 420S (*Electronic Speed Controllers*), 40 g cada, com dimensões 74 mm $\times$ 32 mm $\times$ 10 mm;
- e) *Frame* DJI F450, 270 g, o qual é composto por:
 - Núcleo (a parte central da estrutura, onde se encontram a bateria, o controlador e o GPS) de madeira com circuito integrado;
 - Quatro “braços” (elementos que se estendem do núcleo para fora e apoiam os ESCs e os conjuntos motor-hélice) de Nylon 66 com 30% de fibra de vidro (PA66-30GF);
 - Quatro “pés” (ou trens de pouso, elementos que se estendem do núcleo para baixo, para poder pousar mesmo com câmera acoplada), com altura de 13 cm.

Massas medidas por Brito, Souza Neto e Romero (2017). A massa total estimada foi de 1.525 g, e a massa total de fato, 1.470 g. Outros dados foram obtidos de DJI (2014), DJI (2015), DJI (2013). A DJI não vende partes separadas do F450 nem apresenta lojas autorizadas que as vendam no Brasil. A série FlameWheel, do qual ele faz parte, não está mais no catálogo principal da empresa. Partes dele podem ser encontradas em lojas virtuais a partir de R\$ 35,00 (por um par de braços novos). O custo total do conjunto de menor preço que contém o *frame* é de 239 dólares (DJI,).

Para um fornecimento de tensão de 12 V, e considerando a aceleração da gravidade $9,8066 \text{ m/s}^2$, o motor apresenta uma rotação $\omega = 960 \cdot 12 = 11.520 \text{ rpm} = 192 \text{ Hz}$, resultando em um empuxo de $T = 800 \text{ g} = 7,84528 \text{ N}$. Portanto, de 1, tem-se que:

$$c_T = \frac{T}{\omega^2} = 2,1282 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{s}^2 \quad (2)$$

3.1.3 Softwares

Para a criação dos modelos tridimensionais foi utilizado o SolidEdge ST8 e para as simulações, o Ansys® Academic Research Mechanical, Release 18.2 (ANSYS, INC.,).

Os ambientes do ANSYS utilizados para a simulação foram:

- a) **Static Structural:** para simulações de carregamento (isto é, simulando a ação do conjunto motor-hélice sobre a estrutura). Embora nas situações de voo o *drone* não esteja em equilíbrio estático, essa simulação permite obter o comportamento da estrutura sob o estado máximo de tensão teoricamente possível;
- b) **Modal:** para a obtenção das frequências de ressonância;
- c) **Transient Structural:** para simulações de queda.

O tipo de elemento das estruturas simuladas, em todos os casos, foi o Tet10. Nos testes de queda, foi utilizada também uma geometria para representar o solo. No caso, os elementos na malha dela são do tipo Quad8.

3.2 Material

O ABS utilizado na simulação é o P400. A Tabela 2 apresenta as características do material segundo a empresa Stratasys. Almeida e Carvalho (2007) realizou testes físicos e por MEF em corpos de prova feitos por ABS P400 através de FDM. Os corpos foram testados para preenchimento em 0° , 45° e 90° . Para este trabalho, foram utilizados os resultados do teste para preenchimento em 0° , isto é, ao longo do eixo X, visto que a peça deverá resistir a esforços perpendiculares ao eixo e a flexão ao longo do mesmo. A Tabela 3 apresenta os dados utilizados nas simulações, obtidos desses ensaios. Prezou-

se pela utilização dos dados experimentais, quando possível. Os dados para o eixo Z foram considerados os mesmos do eixo Y, visto que ambos apresentam descontinuidades decorrentes da deposição dos filamentos de material pela máquina. Assume-se o material como sendo ortotrópico.

Tabela 2 – Propriedades do ABS P400, segundo a empresa Stratasys.

Propriedade	Dado
Resistência à tração (MPa)	22
Módulo de elasticidade (tração) (MPa)	1627
Razão de deformação (%)	6
Resistência à flexão (MPa)	41
Módulo de elasticidade (flexão) (MPa)	1834
Impacto IZOD (J/m ²)	106
Temperatura de distorção a 66 psi (°C)	90
Temperatura de distorção a 264 psi (°C)	76
Temperatura de transição vítrea (°C)	104
Densidade relativa	1,04

Fonte: Stratasys (2011).

Tabela 3 – Propriedades obtidas dos ensaios com corpos de provas fabricados por FDM com ABS P400.

Propriedade	Fonte	Dado
Módulo de Elasticidade - Eixo X (GPa)	Experimental	1,9
Módulo de Elasticidade - Eixo Y (GPa)	Experimental	1,7
Módulo de Elasticidade - Eixo Z (GPa)	Assumido	1,7
Coeficiente de Poisson - Plano XY	Simulação	0,32
Coeficiente de Poisson - Plano XZ	Simulação	0,2791
Coeficiente de Poisson - Plano YZ	Assumido	0,2791
Módulo de Cisalhamento - Plano XY (MPa)	Simulação	552
Módulo de Cisalhamento - Plano XZ (MPa)	Assumido	552
Módulo de Cisalhamento - Plano YZ (MPa)	Assumido	552
Resistência à tração (MPa)	Experimental	14,5
Resistência à flexão (MPa)	Simulação	19,73
Densidade Relativa	Catálogo	1,04

Fonte: Almeida e Carvalho (2007), Stratasys (2011).

No Brasil, o preço do ABS varia conforme o fabricante e nem todos os tipos disponíveis no exterior estão disponíveis no país. Por outro lado, segundo o *website* MatWeb, o P400 é uma das variedades mais frágeis, portanto é facilmente substituível por outros tipos desenvolvidos mais recentemente (MATWEB, LLC, b). O preço do material varia de R\$ 89,90 (3D Prime) a R\$ 129,90 (UP3D) por quilograma, de acordo com o fabricante ou revendedor.

O material do F450, PA66-30GF, é isotrópico e teve suas propriedades obtidas do MatWeb, presentes na Tabela 4. Os resultados das simulações, portanto, são aproximados.

Tabela 4 – Propriedades do Nylon 66 com 30% de fibra de vidro (PA66-30GF).

Propriedade	Dado
Módulo de Elasticidade (GPa)	1,9
Coefficiente de Poisson	0,39
Resistência à tração (MPa)	200
Resistência à flexão (MPa)	280
Densidade (g/cm ³)	1,37

Fonte: MatWeb, LLC (a).

3.3 Métodos

3.3.1 Considerações de Projeto

Dos dados da Tabela 3 e das características do processo de FDM, pode-se concluir que o material apresenta:

- a) Baixa resistência à tração e à flexão;
- b) Alta flexibilidade, e, conseqüentemente, baixa rigidez;
- c) Baixa massa específica, e menor ainda após o processo de FDM, devido ao espaçamento (*gap*) entre as linhas depositadas e as camadas (VOLPATO, 2017);
- d) Baixa resistência à fadiga, pois tais discontinuidades tornam o produto propenso à formação de trincas;
- e) Dependendo do projeto, pode haver a criação de estruturas de suporte, que serão descartadas após o término da fabricação.

Conseqüentemente, é necessário projetar a estrutura para a minimização de esforços e, se possível, minimização de uso de material. Considerando isso, foram definidas as seguintes diretrizes de projeto:

- a) Minimizar o comprimento do braço, minimizando a flexão;
- b) Maximizar a rigidez;
- c) Minimizar a massa;
- d) Minimizar os efeitos resultantes da vibração do motor;
- e) Minimizar a formação de estruturas de suporte;
- f) Minimizar concentração de tensão;

- g) Maximizar sobrevivência em quedas;
- h) Tornar a peça facilmente adaptável a outros tipos de *drones* e *frames*;
- i) Aumentar a distância entre o centro do *drone* e a face do trem de pouso que atinge o solo (para facilitar o pouso).

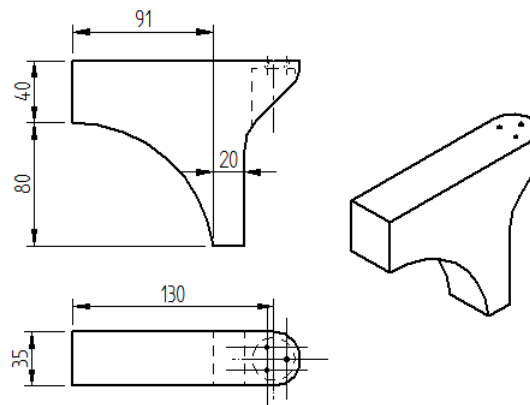
Nota-se, porém, que dificilmente seria possível satisfazer todas essas condições. Com isso, priorizam-se as diretrizes que visam aumentar a vida útil da peça. Para facilitar a análise do comportamento da estrutura frente aos esforços, isolando-a de outras possíveis questões, optou-se por considerar que o núcleo do F450 será mantido, substituindo-se somente os braços e trens de pouso. Optou-se também por unir essas duas partes em uma só, com o objetivo de maximizar a rigidez e resistência de ambas. O desenvolvimento da peça foi feito iterativamente, partindo de uma prova de conceito e refinando-se a análise e a geometria a cada iteração.

3.3.2 Modelo Preliminar

A Figura 4 apresenta o modelo preliminar. A geometria foi criada com o objetivo de testar o efeito da força exercida pelo conjunto motor-hélice sobre a estrutura ao exercer empuxo máximo (800 g). A distância entre o centro do motor e a parte fixada é de 130 mm, 3 mm a mais que o raio da hélice. A simulação assumiu fabricação com preenchimento completo e o material ABS descrito na Tabela 3. Os furos têm 3 mm de diâmetro, visto que o motor usa furos M3.

Para evitar a formação de suportes, a estrutura foi projetada para ser construída usando a face superior como base. Devido a isso, foi definido que a face superior seria plana.

Figura 4 – Desenho mecânico do modelo preliminar. Os três furos representam a posição do motor.

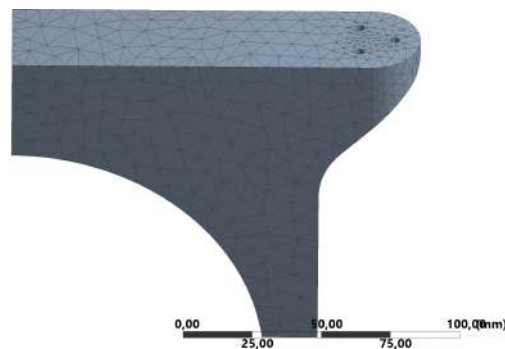


Fonte: Elaborado pelo autor.

Neste modelo, a distribuição das cargas e das condições de contorno foi:

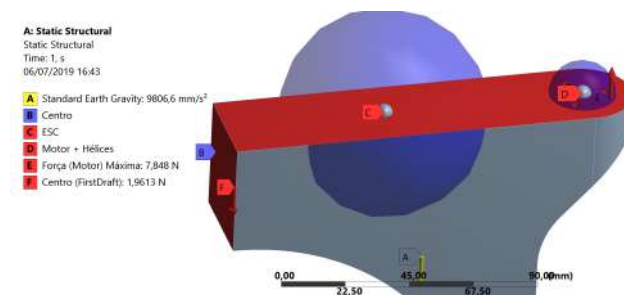
- a) Apoio fixo na face no lado oposto ao do motor (representando a fixação no núcleo);
- b) Força de 1,9632 N (200 g) na direção Z, sentido negativo, agindo sobre a face fixada, simulando o núcleo;
- c) Massa pontual rígida de 40 g a 58 mm da fixação, simulando o ESC, com raio de atuação (*Pinball Region*) de 37 mm;
- d) Massa pontual rígida de 73,75 g a 130 mm da fixação, simulando o conjunto motor-hélice, com raio de atuação (*Pinball Region*) de 12 mm;
- e) Força de 7,848 N na direção Z, sentido positivo, partindo das faces interiores dos três furos, simulando o estado de maior tensão atingível pelo conjunto motor-hélice;
- f) Aceleração padrão da gravidade, $9,8066 \text{ m/s}^2$.

Figura 5 – Malha do modelo preliminar.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 6 – Modelagem física do modelo preliminar.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

O furo abaixo da plataforma do motor deve-se ao fato deste precisar ser parafusado por sua face inferior.

Figura 7 – Um dos braços do *drone*, sem a hélice. Em destaque, a posição e fixação do ESC. Nos modelos criados, ele foi simulado em uma posição mais próxima ao centro.

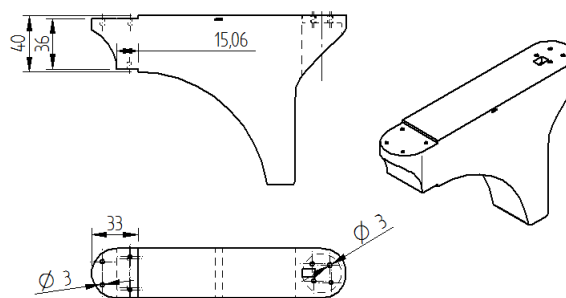


Fonte: Elaborado pelo autor.

3.3.3 Modelo Aprimorado

Externamente, foi adicionada ao modelo uma fixação apropriada para conectar a estrutura ao núcleo do F450. Essa extensão tem 38 mm de altura, menor que a do braço do *frame*, rebaixada em 2 mm da estrutura em si, nas faces superior e inferior, para melhor encaixe no núcleo. Foi adicionado um furo retangular de uma lateral à outra para a fixação do ESC, a fixação do motor foi corrigida e foi adicionado um furo quadrado para a passagem de fios. A parte externa do modelo está presente na Figura 8.

Figura 8 – Desenho mecânico da parte externa dos modelos aprimorados.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Neste caso, foram criados quatro geometrias com a mesma aparência externa, mas variando o preenchimento da região entre a plataforma do motor e a região de fixação. Os preenchimentos foram: completo, nulo (isto é, oco), treliçado e em malha quadriculada. Com exceção da geometria com preenchimento completo, essa região de menor densidade apresenta paredes de 2 mm. As mesmas simulações foram realizadas com um modelo do braço do F450, obtido de Newman (2018).

Figura 9 – Renderização do braço do F450.



Fonte: Elaborado pelo autor. Modelo feito por Newman (2018).

Figura 10 – Renderização do *drone* montado (parcialmente).



Fonte: Elaborado pelo autor. Núcleo do F450 de Newman (2018), motor de Hovakimyan (2016), hélice de Lorente (2016), ESC modelado pelo autor.

Nesses modelos, a distribuição das cargas e das condições de contorno foi:

- a) Apoio fixo nos seis furos que conectam ao núcleo (quatro superiores e dois inferiores);
- b) Força de 0,49033 N (50 g) na direção Z, sentido negativo, a 17 mm do rebaixo, sentido oposto ao do ESC, simulando a parte superior do núcleo, com raio de atuação (*Pinball Region*) de 20 mm;
- c) Força de 1,47099 N (150 g) na direção Z, sentido negativo, partindo dos dois furos inferiores de fixação do núcleo, simulando a parte inferior dele;
- d) Massa pontual rígida de 40 g a 58 mm do rebaixo, simulando o ESC, com raio

de atuação (*Pinball Region*) de 37 mm;

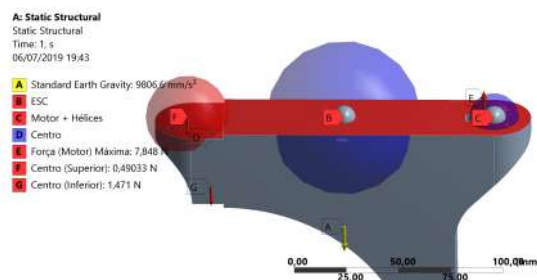
- e) Massa pontual rígida de 73,75 g a 130 mm do rebaixo, simulando o conjunto motor-hélice, com raio de atuação (*Pinball Region*) de 12 mm;
- f) Força de 7,848 N na direção Z, sentido positivo, partindo das faces interiores dos quatro furos, simulando o estado de maior tensão attingível pelo conjunto motor-hélice;
- g) Aceleração padrão da gravidade, $9,8066 \text{ m/s}^2$.

No braço do F450, porém, devido a suas diferentes dimensões, o posicionamento de algumas cargas foi diferente:

- a) Força de 0,49033 N (50 g) na direção Z, sentido negativo, sobre a face em que se apoiaria a parte superior do núcleo;
- b) Massa pontual rígida de 40 g no centro do braço, -1 mm verticalmente, simulando o ESC com raio de atuação (*Pinball Region*) de 35 mm;
- c) Massa pontual rígida de 73,75 g a 85,5 mm do centro, -2 mm verticalmente, simulando o conjunto motor-hélice, com raio de atuação (*Pinball Region*) de 12 mm.

Nestes testes, buscou-se comparar a resistência à força do motor com diferentes preenchimentos e analisar as frequências de ressonância da estrutura por análise modal.

Figura 11 – Modelagem física dos modelos aprimorados.

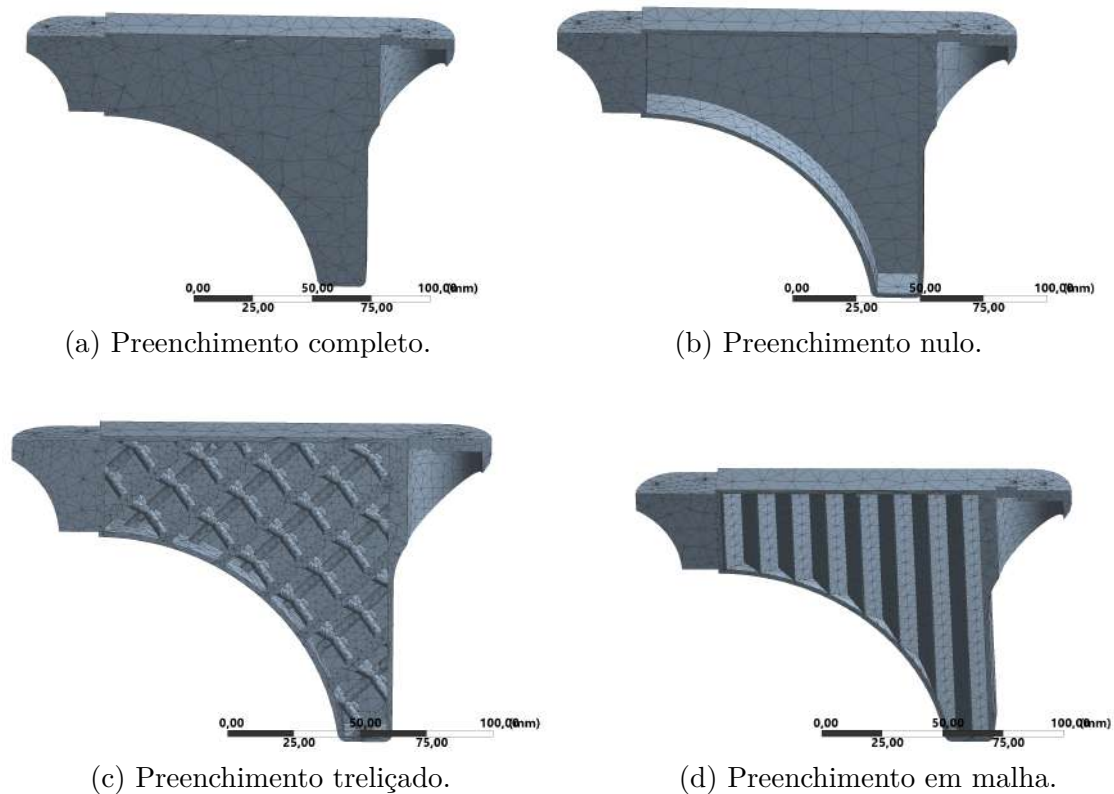


Fonte: Elaborado pelo autor.

3.3.3.1 Preenchimento Treliçado

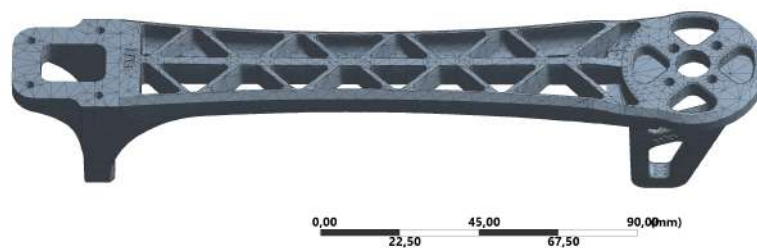
O preenchimento treliçado consiste em uma malha tridimensional composta por cilindros de 4 mm de diâmetro distantes entre si 15 mm em relação aos centros, diagonalmente. Para minimizar a formação de suportes, a malha criada foi rotacionada em 45° em torno do eixo Y e 45° em torno do eixo X. Uma vista 3D em corte da geometria está presente na Figura 15. Este tipo de preenchimento foi escolhido devido à elevada relação entre rigidez e densidade característica das treliças. O formato de cubo simples foi escolhido devido à simplicidade e menor densidade de treliças. Ele não é o mais rígido

Figura 12 – Malhas do modelo preliminar, em corte.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 13 – Malha da peça original.



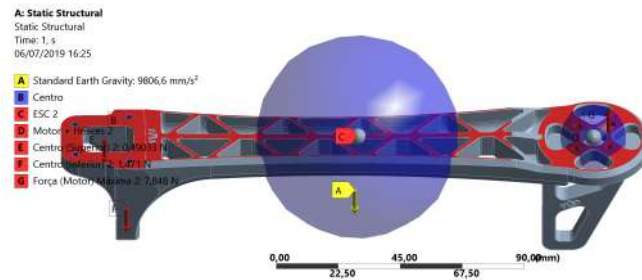
Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

possível, porém as dimensões da estrutura e o objetivo de minimizar estruturas de suporte a tornam a escolha mais adequada.

3.3.3.2 Preenchimento em Malha

O preenchimento em malha consiste em uma malha quadriculada bidimensional de 10 mm de lado e 0,5 mm de espessura, rotacionada em 45° em torno do eixo Z e extrudada ao longo do eixo Z, como a Figura 16 apresenta. Este preenchimento foi escolhido por haver

Figura 14 – Modelagem física da peça original.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 15 – Vista 3D em corte do modelo aprimorado com preenchimento treliçado.



Fonte: Elaborado pelo autor.

maior facilidade de implementação: *softwares* de MA comumente apresentam estratégias de preenchimento como essa, a exemplo das máquinas utilizadas pelo projeto.

3.3.4 Modelo Final

O modelo final consiste em um modelo similar ao treliçado, porém que visa minimizar a massa e adequar o modelo aos resultados observados e ao F450: os elementos paralelos das treliças tiveram a distância entre si aumentada para 24,75 mm, a altura do “pé” foi igualada à do trem de pouso do F450 (130 mm), foi retirado o furo para a passagem de fio (próximo ao motor), as paredes laterais foram removidas, foram retirados os rebaxos da extensão que conecta a estrutura ao núcleo do *frame*, sua altura foi aumentada para 42 mm e foi retirado material dela e a base do trem de pouso foi editada para melhor suportar impactos. O modelo pode ser visto na Figura 17

Nesse modelo, a distribuição das cargas foi:

- Força de 0,49033 N (50 g) na direção Z, sentido negativo, no mesmo ponto, simulando a parte superior do núcleo, com mesmo raio de atuação;

Figura 16 – Preenchimento em malha.

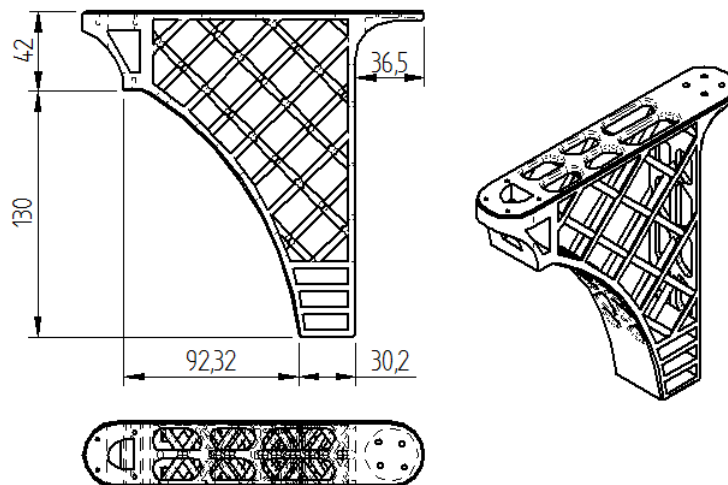


(a) Renderização em corte.

(b) Visão superior renderizada, em corte.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 17 – Desenho mecânico do modelo final.



Fonte: Elaborado pelo autor.

- b) Força de 1,47099 N (150 g) na direção Z, sentido negativo, no mesmo ponto, simulando a parte inferior do núcleo;
- c) Massa pontual rígida de 40 g no mesmo ponto, simulando o ESC, com mesmo raio de atuação;
- d) Massa pontual rígida de 73,75 g no mesmo ponto, simulando o conjunto motor-hélice, com mesmo raio de atuação;
- e) Aceleração padrão da gravidade, $9,8066 \text{ m/s}^2$.

Foram utilizadas diferentes intensidades de força de empuxo nos diferentes testes realizados:

- a) Força de 7,848 N na direção Z, sentido positivo, partindo das faces interiores

dos quatro furos, simulando o estado de maior tensão atingível pelo conjunto motor-hélice;

- b) Força de 4,1439 N na direção Z, sentido positivo, partindo das faces interiores dos quatro furos, simulando a tensão de equilíbrio do sistema originada do conjunto motor-hélice;
- c) Força de 1,9613 N na direção Z, sentido positivo, partindo das faces interiores dos quatro furos, simulando uma tensão mais baixa, incapaz de levantar voo, originada do conjunto motor-hélice;

Para esse modelo foram feitas simulações em estado de voo e estado de repouso, havendo modificação das condições de contorno para cada uma:

- a) **Estado de voo:** apoio fixo nos seis furos que conectam ao núcleo (quatro superiores e dois inferiores):
 - Máxima tensão;
 - Força de equilíbrio.
- b) **Estado de repouso:** apoio à compressão (*Compression Only Support*) aplicado sobre os furos que conectam ao núcleo e a face do trem de pouso que toca o chão:
 - Repouso total;
 - Baixa força.

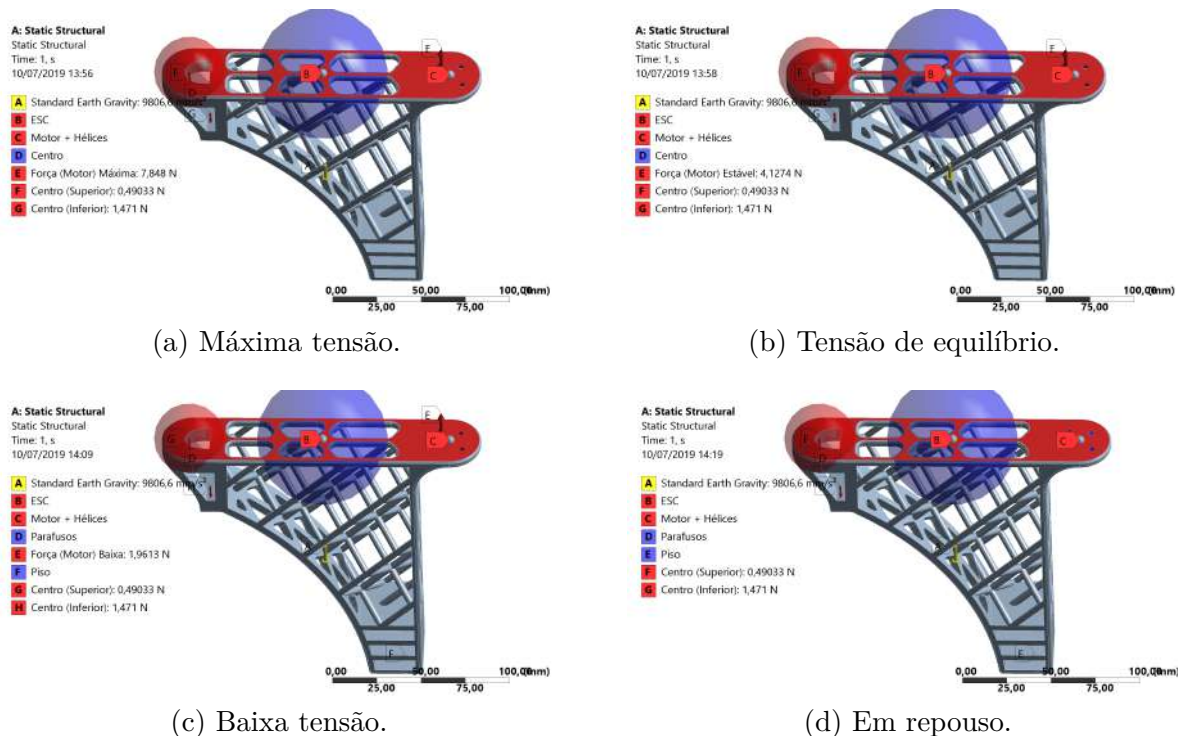
Nota-se que as condições de contorno do estado de repouso não satisfazem completamente os requisitos de um problema isostático (ainda pode haver movimentação ao longo do eixo Z, mas somente no sentido positivo), mas os problemas aplicados nesse estado não apresentam forças elevadas o suficiente para transformá-los em um problema não estático.

Foram realizados também testes de queda. Foram simuladas quedas sobre um corpo rígido, sem resistência do ar, estando a estrutura a 0,5, 1,0, 2,0 e 3,0 m/s quando encontra o solo, apresentando as mesmas cargas dos testes estáticos.

3.3.5 Modelo Alternativo

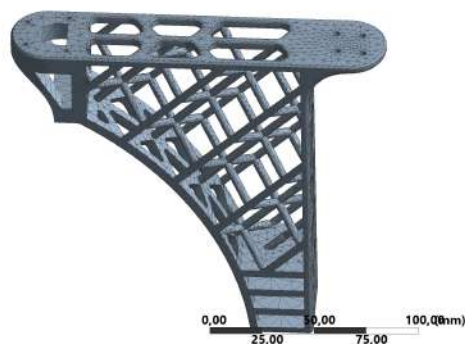
Foi desenvolvido também um modelo alternativo com base nos resultados do modelo final. Este modelo prezou por maior facilidade de modificação (utiliza formas de seção transversal simples: retangular, circular e semicircular) e minimização das tensões resultantes do repouso, queda e concentração de tensão. A geometria pode ser vista na Figura 22. O cilindro do trem de pouso é oco, porém internamente apresenta uma geometria adicional para evitar a formação de suportes e tornar o “pé” mais resistente. Essa geometria pode ser conferida na Figura 23. O semicilindro também é oco.

Figura 18 – Modelagem física do modelo final.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

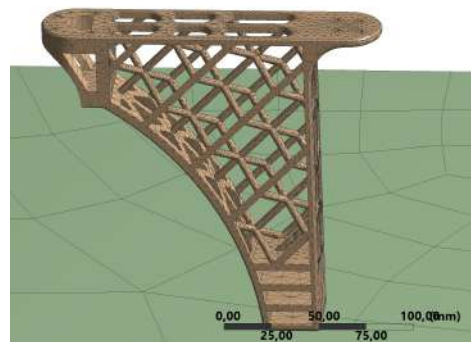
Figura 19 – Malha do modelo final.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

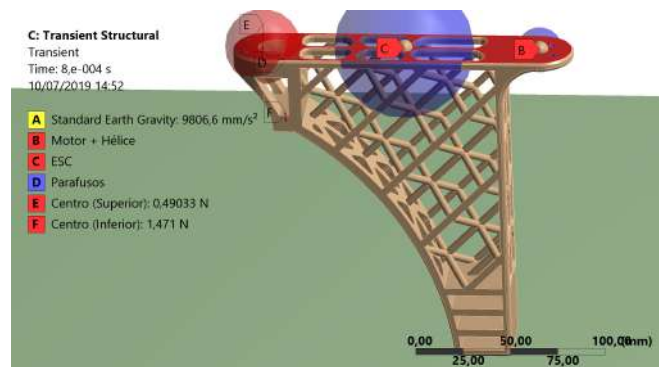
Para esse modelo, foram realizados os mesmos testes que o do modelo final, mudando-se somente a tensão de equilíbrio para 4,1439 N, devido à diferença de massa.

Figura 20 – Malha do modelo final (testes de queda).



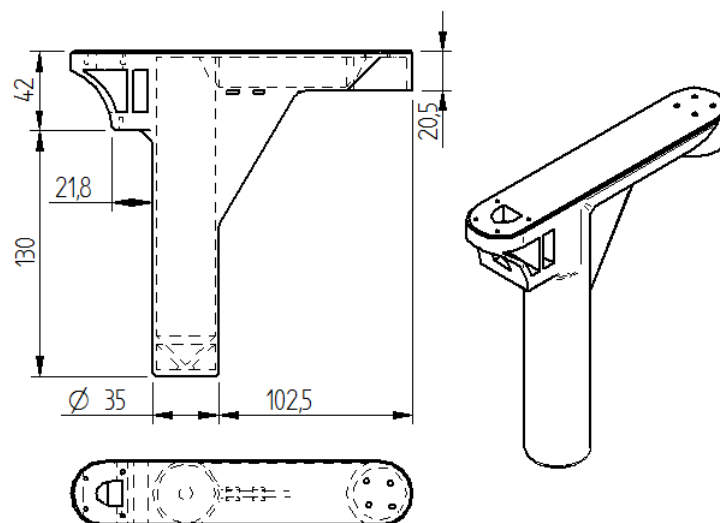
Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 21 – Modelagem física do modelo final (testes de queda).



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 22 – Desenho mecânico do modelo alternativo.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 23 – Renderização do modelo alternativo, em corte.



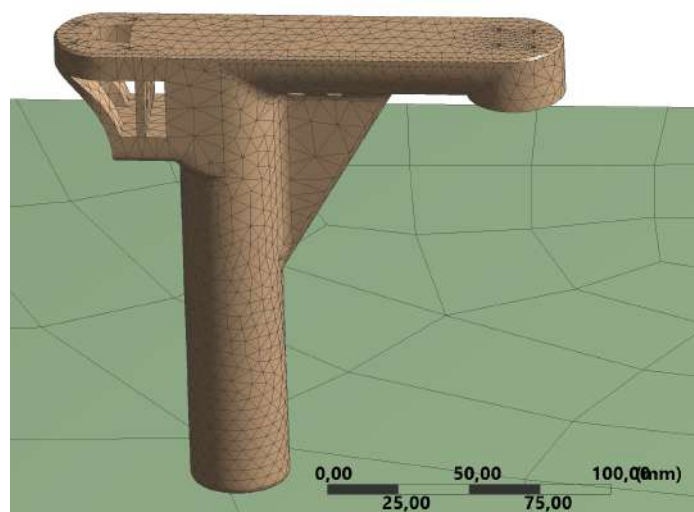
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 24 – Malha do modelo alternativo.



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 25 – Malha do modelo final (testes de queda).



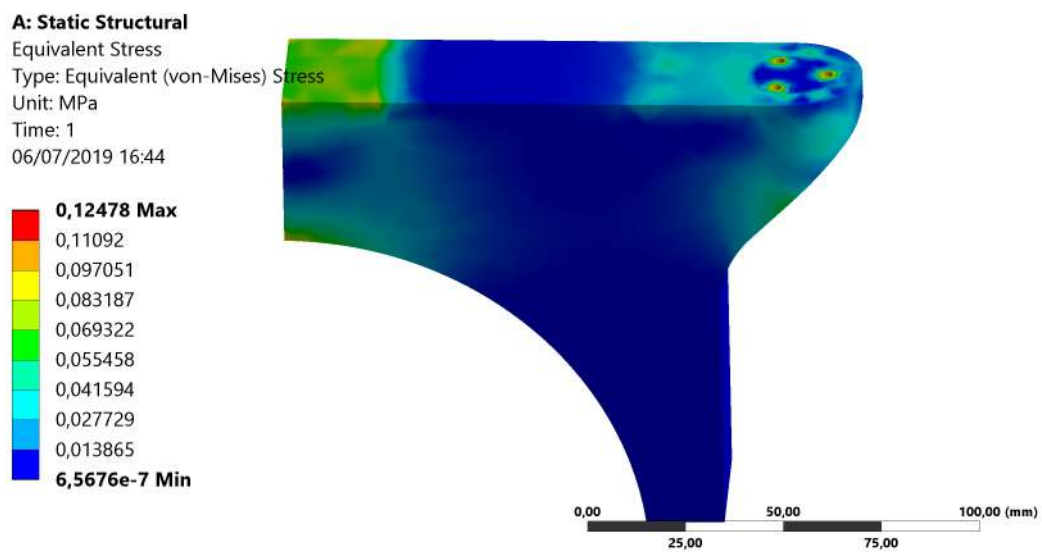
Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 Modelo Preliminar

A Figura 26 apresenta as tensões e deformações resultantes. Segundo o ANSYS, o modelo apresenta uma massa de 305,08 g.

Figura 26 – Resultado da simulação do modelo preliminar. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 0,12478 MPa (em vermelho).



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

4.2 Modelo Aprimorado

4.2.1 Preenchimento Completo

A Figura 27a apresenta os resultados dos testes do modelo aprimorado com preenchimento completo. A Tabela 5 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça. A massa calculada foi de 333,38 g.

4.2.2 Preenchimento Nulo

A Figura 27b apresenta os resultados dos testes do modelo aprimorado com preenchimento nulo, em corte. A Tabela 6 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça. A massa calculada foi de 109,59 g.

4.2.3 Preenchimento Treliçado

A Figura 27c apresenta os resultados dos testes do modelo aprimorado com preenchimento treliçado, em corte. A Tabela 7 apresenta os seis primeiros modos de vibração

da peça. A massa calculada foi de 141,30 g.

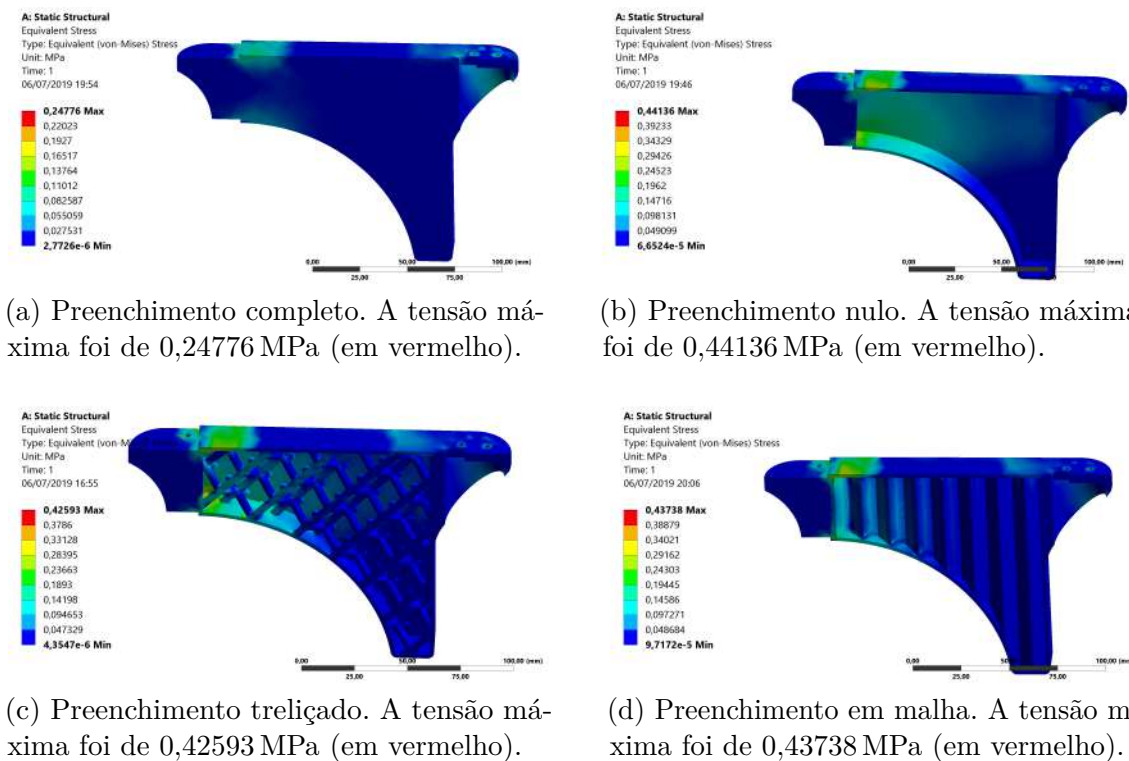
4.2.4 Preenchimento em Malha

A Figura 27d apresenta os resultados dos testes do modelo aprimorado com preenchimento em malha, em corte. A Tabela 8 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça. A massa calculada foi de 131,18 g.

4.2.5 Braço Original

A Figura 28 apresenta os resultados dos testes do modelo aprimorado sobre o braço original do F450. A Tabela 9 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça. A massa calculada foi de 53,576 g.

Figura 27 – Resultados das simulações do modelo aprimorado.

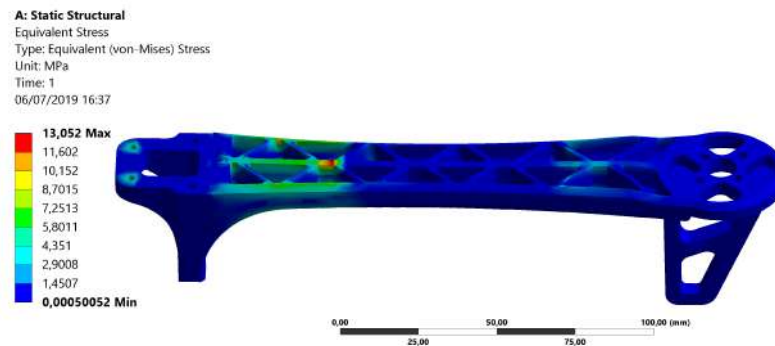


Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

4.2.6 Discussão

Em ordem crescente de tensão máxima: preenchido, treliçado, em malha, e oco. Em ordem crescente de massa: oco, em malha, treliçado, preenchido. Em questão de modos de vibração, o motor tem uma rotação de 960 rpm/V. A 12 V, isso significa 11.520 rpm = 192 Hz. Somente a geometria preenchida não apresenta modos abaixo desse valor. Por outro lado, a tensão máxima da bateria é 11,1 V, portanto a rotação máxima do motor é

Figura 28 – Resultados das simulações do modelo aprimorado sobre a estrutura original. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 13,052 MPa (em vermelho).



Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

de 177,6 Hz. O *drone* em funcionamento tende a utilizar baixas acelerações para ter melhor estabilidade e realizar movimentos mais precisos. Com isso, a velocidade de rotação do motor tende a ser próxima à rotação que lhe garante equilíbrio com seu peso. No caso do F450, a rotação do motor no equilíbrio estático é de 130,13 Hz.

De acordo com 1 e 2, a rotação de equilíbrio para as geometrias oca, em malha e treliçado são, respectivamente: 139,67, 143,19 e 144,80 Hz, e, portanto, abaixo das respectivas frequências de ressonância.

A máxima tensão das quatro simulações, 0,44136 MPa é aproximadamente 30 vezes menor que a da peça original, 13,052 MPa. Por outro lado, as tensões limite de flexão e tração do ABS são 19,73 e 14,5 MPa, respectivamente, enquanto as do PA66-30GF são 280 e 200 MPa. Sendo assim, a geometria criada está sendo relativamente 2 vezes menos tensionada, no máximo (modelo oco), e 3,7 vezes, no mínimo (modelo preenchido). O coeficiente de segurança do braço original é de 21,5 (flexão). Por outro lado, a estrutura de menor massa (preenchimento nulo) tem massa 1,6 vezes maior que o conjunto braço e trem de pouso do F450 (53,576 + 15 g (DJI, 2013)).

Para desenvolver o modelo final, era necessário escolher uma geometria capaz de obter massa mínima e que resistisse à flambagem, especialmente em quedas, ao mesmo tempo que obtivesse as menores tensões possíveis, tivesse boa distribuição modal e, se possível, resistisse a quedas. A geometria com preenchimento treliçado foi escolhida como base para ela, pois, embora apresentasse mais massa e fosse mais tensionada que a com preenchimento em malha, apresentava maior capacidade de redução de massa, através diminuição da densidade de treliças e remoção inteira ou parcial das paredes.

As geometrias com preenchimento em malha e treliçado foram parcialmente impressas com o objetivo de testar a formação de estrutura de suporte e a eficácia do rosqueamento dos furos para a fixação por parafusos. A Figura 29 mostra ambas. Como

Tabela 5 – Frequências de ressonância do modelo apri-morado com preenchimento completo.

Modo	Frequência (Hz)
1	207,84
2	252,12
3	425,72
4	1276,8
5	1401,4
6	1423,6

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 7 – Frequências de ressonância do modelo apri-morado com preenchimento treliçado.

Modo	Frequência (Hz)
1	162,96
2	180,70
3	373,53
4	994,16
5	1085,1
6	1209,7

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 6 – Frequências de ressonância do modelo apri-morado com preenchimento nulo.

Modo	Frequência (Hz)
1	155,28
2	173,06
3	378,21
4	868,17
5	906,53
6	1013,4

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 8 – Frequências de ressonância do modelo apri-morado com preenchimento em malha.

Modo	Frequência (Hz)
1	169,46
2	181,80
3	403,75
4	1012,2
5	1136,6
6	1292,4

Fonte: Elaborado pelo autor.

esperado, não houve a formação de suporte na parte treliçada. O preenchimento em malha também não o apresentou, porém, foi fabricado da forma como presente na imagem (isto é, apenas essa seção superior), portanto pode acabar por necessitar deles ao fabricar-se a estrutura completa, embora o espaçamento entre as paredes da malha seja pequeno. Após serem rosqueados, notou-se que os parafusos se ajustam rigidamente à estrutura, não havendo problema aparente quanto a cisalhamento da rosca, porém, rosqueamentos e desrosqueamentos sucessivos podem ocasionar o desgaste da rosca, devido à fragilidade do material.

4.3 Modelo Final

Segundo o ANSYS, a geometria tem uma massa de 107,13 g. Portanto, contando com as outras cargas que agem sobre a estrutura, a frequência de rotação do motor em

Tabela 9 – Frequências de ressonância do modelo aprimorado sobre a estrutura original.

Modo	Frequência (Hz)
1	54,972
2	148,99
3	570,18
4	574,80
5	1044,6
6	1360,6

Fonte: Elaborado pelo autor.
Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Figura 29 – Peças impressas parcialmente.



Fonte: Elaborado pelo autor.

que há equilíbrio entre empuxo e peso é 139,26 Hz.

4.3.1 Máxima Tensão

A Figura 30a apresenta os resultados dos testes do modelo final sob máxima tensão. A Tabela 10 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 192 Hz.

4.3.2 Equilíbrio

A Figura 30b apresenta os resultados dos testes do modelo final em equilíbrio com o próprio peso. A Tabela 11 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 139,26 Hz.

4.3.3 Baixa Tensão

A Figura 30c apresenta os resultados dos testes do modelo final sob baixa tensão, pousado. A Tabela 12 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 96,00 Hz.

4.3.4 Repouso

A Figura 30d apresenta os resultados dos testes do modelo final em repouso, pousado. A Tabela 13 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 0 Hz.

4.3.5 Quedas

As Figuras 31a, 31b, 31c e 31d apresentam os resultados dos testes do modelo final em queda livre, sem resistência do ar, atingindo o solo a, respectivamente, 0,5, 1,0, 2,0 e 3,0 m/s.

4.3.6 Discussão

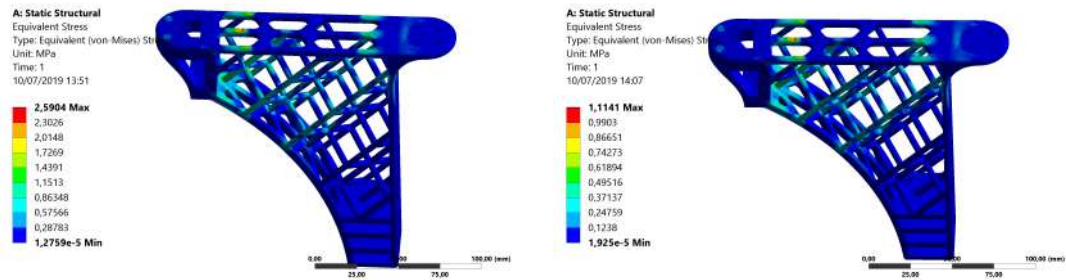
Em questão de tensão durante o funcionamento, nota-se que o coeficiente de segurança do modelo é de 7,6, três vezes menor que o da estrutura original, indicando que o modelo está menos sobredimensionado. Por outro lado, ele apresenta problemas de concentração de tensão originados do posicionamento do ESC na estrutura. O ESC é assumido como rígido nessas simulações, portanto em situações reais seu efeito será menor.

Quanto aos modos de vibração, nenhuma das frequências de rotação do motor se igualou a um modo, mas ficaram mais próximas que nos modelos da iteração anterior, provavelmente devido à menor rigidez do modelo. É possível, porém, que se atinja uma frequência de ressonância durante a transição entre repouso e voo, mas as consequências disso dependem de como a rotação e vibração do motor se traduzem na peça e a intensidade dela.

Nos testes de impacto, porém, há grande concentração de tensão na região no entorno do ESC, havendo uma tensão de 10,157 MPa com um impacto 0,5 m/s. Desprezando-se a resistência do ar, isso equivale a uma queda de apenas 12,7 mm partindo do repouso.

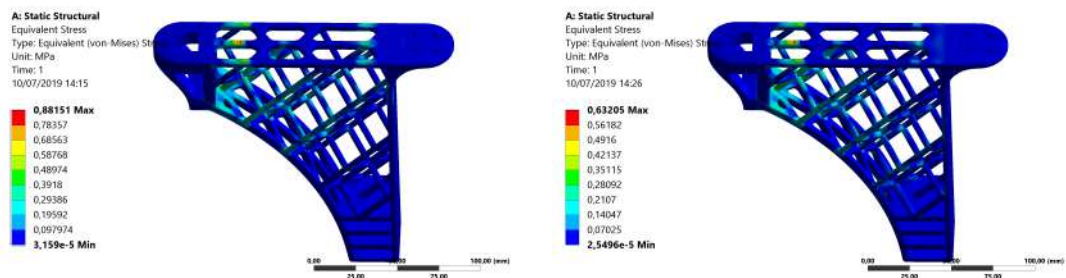
Visando resolver esses problemas, foi idealizado o modelo alternativo.

Figura 30 – Resultados das simulações do modelo final.



(a) Máxima tensão. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 2,5904 MPa (em vermelho).

(b) Em equilíbrio. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 1,1141 MPa (em vermelho).



(c) Baixa tensão. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 0,88151 MPa (em vermelho).

(d) Repouso. Tensão equivalente (von Mises). A tensão máxima foi de 0,63205 MPa (em vermelho).

Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

4.4 Modelo Alternativo

Segundo o ANSYS, a geometria tem uma massa de 108,81 g, apenas 15,7% maior que a do modelo final. Portanto, contando com as outras cargas que agem sobre a estrutura, a frequência de rotação do motor em que há equilíbrio entre empuxo e peso é 139,54 Hz.

4.4.1 Máxima Tensão

A Figura 32a apresenta os resultados dos testes do modelo alternativo sob máxima tensão. A Tabela 14 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 192 Hz.

4.4.2 Equilíbrio

A Figura 32b apresenta os resultados dos testes do modelo alternativo em equilíbrio com o próprio peso. A Tabela 15 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 139,54 Hz.

Tabela 10 – Frequências de ressonância do modelo final sob máxima tensão.

Modo	Frequência (Hz)
1	60,398
2	93,046
3	98,462
4	288,14
5	390,07
6	395,58

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 12 – Frequências de ressonância do modelo final sob baixa tensão.

Modo	Frequência (Hz)
1	84,435
2	89,855
3	121,08
4	206,55
5	372,93
6	467,61

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 11 – Frequências de ressonância do modelo final em equilíbrio com o próprio peso.

Modo	Frequência (Hz)
1	60,356
2	92,961
3	98,495
4	287,84
5	389,95
6	395,54

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 13 – Frequências de ressonância do modelo final em repouso.

Modo	Frequência (Hz)
1	84,422
2	89,850
3	122,50
4	207,21
5	375,82
6	471,87

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.4.3 Baixa Tensão

A Figura 32c apresenta os resultados dos testes do modelo alternativo sob baixa tensão, pousado. A Tabela 16 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 96,00 Hz.

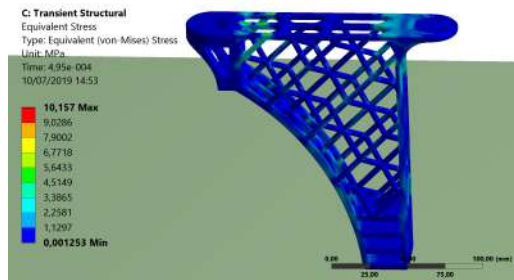
4.4.4 Repouso

A Figura 32d apresenta os resultados dos testes do modelo alternativo em repouso, pousado. A Tabela 17 apresenta os seis primeiros modos de vibração da peça nesse estado. A velocidade de rotação do motor nesse estado é de 0 Hz.

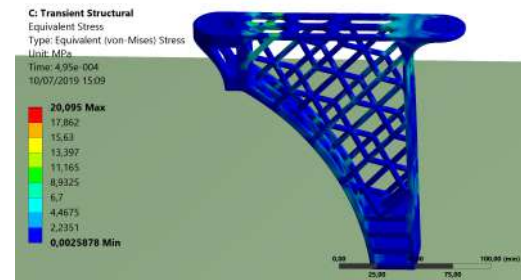
4.4.5 Quedas

As Figuras 33a, 33b, 33c e 33d apresentam os resultados dos testes do modelo alternativo em queda livre, sem resistência do ar, atingindo o solo a, respectivamente, 0,5, 1,0, 2,0 e 3,0 m/s.

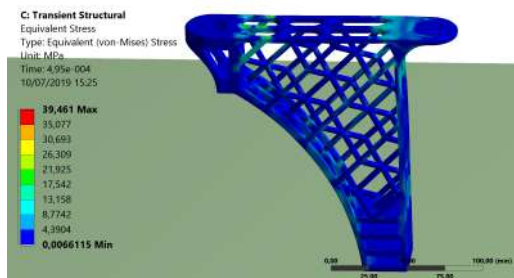
Figura 31 – Modelo final atingindo o solo. A deformação está em escala 1:1.



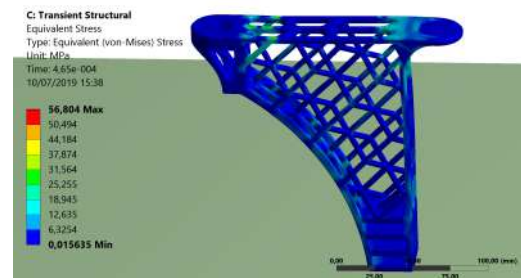
(a) 0,5m/s. A tensão máxima foi de 10,157 MPa.



(b) 1,0m/s. A tensão máxima foi de 20,095 MPa.



(c) 2,0m/s. A tensão máxima foi de 39,461 MPa.



(d) 3,0m/s. A tensão máxima foi de 56,804 MPa.

Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

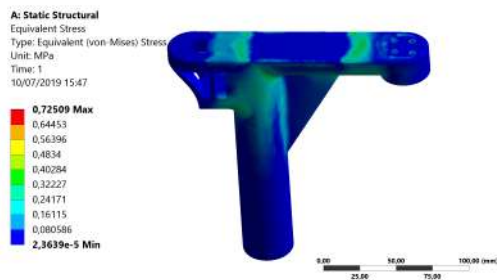
4.4.6 Discussão

Neste caso, o coeficiente de segurança é de 27, próximo ao da estrutura original. Porém, isso contribui para sua sobrevivência nas quedas, visto que a tensão de impacto é menos da metade da recebida pela estrutura original. O uso de tubos na construção do modelo, assim como o apoio presente entre o tubo e o meio tubo, contribuíram para a rigidez e, conseqüentemente, para a resistência mecânica dela.

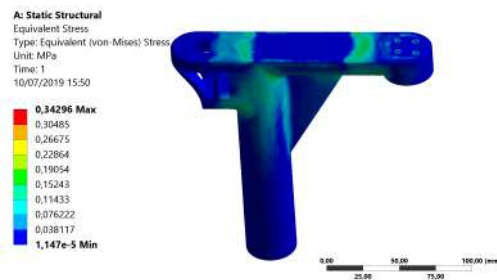
Novamente nota-se concentração de tensão no entorno do ESC, mas, além disso, também na região de encontro dos tubos, logo abaixo dele. Por outro lado, a tensão mostrou-se muito menos concentrada, provavelmente devido à ausência de tantos cantos vivos quanto no modelo final (resultado do encontro entre treliças e paredes).

Quanto aos modos de vibração, eles se mostraram mais estáveis nesse modelo do que no anterior, mas há um modo muito próximo da frequência de rotação do motor quando em equilíbrio. Ainda resta também saber como esses dois fatores interagem.

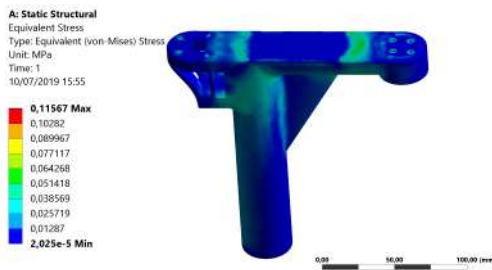
Figura 32 – Resultados das simulações do modelo alternativo.



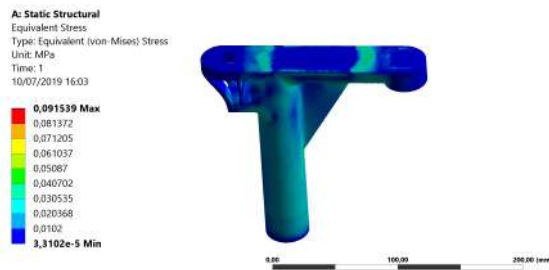
(a) Máxima tensão. A tensão máxima foi de 0,72509 MPa (em vermelho).



(b) Em equilíbrio. A tensão máxima foi de 0,34296 MPa (em vermelho).



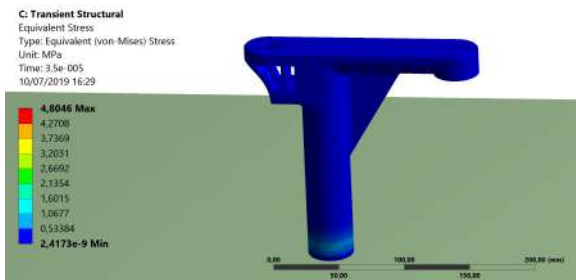
(c) Baixa tensão. A tensão máxima foi de 0,11567 MPa (em vermelho).



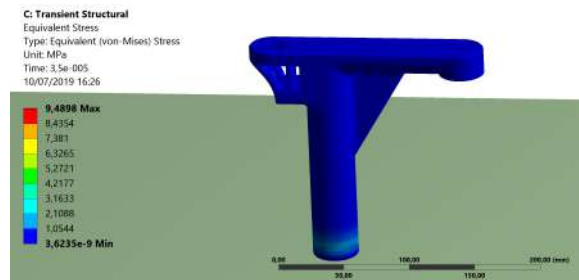
(d) Repouso. A tensão máxima foi de 0,091539 MPa (em vermelho).

Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

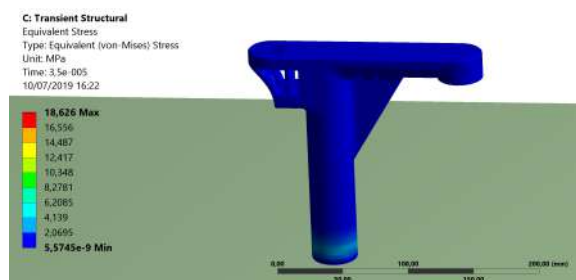
Figura 33 – Modelo alternativo atingindo o solo. A deformação está em escala 1:1.



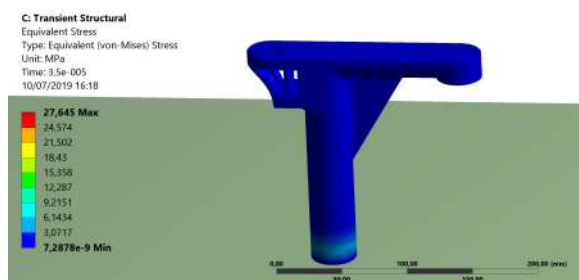
(a) 0,5 m/s. A tensão máxima foi de 4,8046 MPa.



(b) 1,0 m/s. A tensão máxima foi de 9,4898 MPa.



(c) 2,0 m/s. A tensão máxima foi de 18,626 MPa.



(d) 3,0 m/s. A tensão máxima foi de 27,645 MPa.

Fonte: Elaborado pelo autor. Imagens geradas utilizando *software* de ANSYS, Inc.

Tabela 14 – Frequências de ressonância do modelo alternativo sob máxima tensão.

Modo	Frequência (Hz)
1	152,86
2	178,06
3	244,73
4	336,10
5	917,06
6	962,43

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 16 – Frequências de ressonância do modelo alternativo sob baixa tensão.

Modo	Frequência (Hz)
1	138,32
2	152,83
3	307,79
4	375,99
5	686,09
6	959,28

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 15 – Frequências de ressonância do modelo alternativo em equilíbrio com o próprio peso.

Modo	Frequência (Hz)
1	152,82
2	178,03
3	244,74
4	336,03
5	917,21
6	962,40

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 17 – Frequências de ressonância do modelo alternativo em repouso.

Modo	Frequência (Hz)
1	135,84
2	163,83
3	321,91
4	420,17
5	745,42
6	950,51

Fonte: Elaborado pelo autor.

5 CONCLUSÃO

Os resultados evidenciam a viabilidade do uso de FDM para a construção de estruturas de *drones*. Tanto no modelo final quanto no alternativo, a máxima tensão de flexão realizada pelo empuxo do conjunto motor-hélice não chegou próxima da máxima tensão de flexão teórica da peça, havendo no máximo um coeficiente de segurança de 7,6.

Por outro lado, a baixa rigidez do material torna problemático o surgimento de modos de vibração dentro da faixa operacional de frequências de rotação do motor. Porém, o braço original também apresentou modos de vibração dentro dessa mesma faixa, o que indica que, ou isso não é necessariamente um problema, ou a modelagem é insuficiente para essa análise. Seria necessária a realização de experimentos práticos ou refinamento do modelo para que isso pudesse ser esclarecido.

A concentração de tensão durante impactos se manteve o maior problema. O modelo alternativo se mostrou o mais propício a resisti-los, devido à menor quantidade de pontos fragilizados. Porém, deve-se considerar que foram analisados impactos desconsiderando a resistência do ar, sobre uma superfície perfeitamente rígida e sem simular a outras partes do *drone*. Quedas sobre outras superfícies, como a grama, apresentariam resultados diferentes, devido ao amortecimento que elas proporcionam.

É importante considerar também que essas peças foram projetadas para serem fabricadas por impressoras 3D, isto é, elas seriam facilmente repostas em caso de ruptura. Em questão de custo, desconsiderando a criação de estrutura de suporte (visto que um dos princípios do projeto era evitar a formação de suportes), a fabricação do modelo final ou do alternativo custaria entre R\$ 9,00 e R\$ 13,00 (isto é, pouco mais de 100 g de ABS) por peça, enquanto o conjunto do F450 custa pelo menos 239 dólares e um par de braços custa pelo menos R\$ 35,00. Resta saber, porém, se tal diferença de custo se mantém na resistência à fadiga. Se a resistência se provar muito baixa, a frequência com que os braços teriam de ser substituídos pode torná-los economicamente inviáveis.

Por fim, as estruturas mostraram-se adequadas ao funcionamento normal de um *drone*, embora ainda reste a questão dos modos de vibração e resistência a quedas. Porém, considerando-se as informações obtidas dos testes, a estrutura se mostra útil para *drones* que apresentem autoestabilização, pois estes sofrem menos quedas devido ao controlador manter sua altura estável. E, em caso de queda e ruptura da estrutura, há maior facilidade de repô-la, sendo necessário apenas refabricá-la.

5.1 Trabalhos Futuros

Como já dito anteriormente, a relação entre a rotação do motor e os modos de vibração deve ser esclarecida, o que necessitaria um refinamento do modelo ou testes práticos, além de testes comparativos de fadiga e de deformação e testes destrutivos de impacto, para aprofundar a análise mecânica da estrutura e validar ou não o modelo.

A facilidade de fabricação de partes por FDM também poderia ser aproveitada para a criação de um método alternativo para lidar com as quedas. Ao invés de ser contínua, a estrutura poderia apresentar uma parte mais fragilizada (de sacrifício), por exemplo, entre o braço e o núcleo ou realizando a interface entre o trem de pouso e o chão, para que, em caso de queda, essa peça concentrasse mais tensão que o resto da estrutura, assim essa seja a parte que se rompa em caso de impacto, ao invés de qualquer outra parte da estrutura. Idealmente, seria uma peça pequena e de fácil fixação e reposição, o que agilizaria o processo de conserto do *drone*.

Pode-se também analisar o desempenho de uma estrutura em que os braços e os trens de pouso estejam separados, visto que, como braços, as geometrias apresentaram bom desempenho.

REFERÊNCIAS

- AGRAWAL, K. P.; SHRIVASTAV, P. Multi-rotors : A revolution in unmanned aerial vehicle. *In: . [S.l.: s.n.]*, 2015.
- ALMEIDA, J. W. d.; CARVALHO, J. d. **Otimização estrutural de protótipos fabricados pela tecnologia FDM utilizando o método dos elementos finitos**. 2007. Dissertação (Mestrado) — Universidade de São Paulo, 2007.
- ANSYS, INC. **Ansys® Academic Research Mechanical, Release 18.2, Help System**. [S.l.].
- BRITO, J. P. S.; SOUZA NETO, A. M. de; ROMERO, R. A. F. Construção de multirrotor e desenvolvimento de algoritmos para voo em formação. Relatório de Iniciação Científica. 2017.
- CLARKE, R. Understanding the drone epidemic. **Computer Law & Security Review**, v. 30, n. 3, p. 230 – 246, 2014. ISSN 0267-3649. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0267364914000545>.
- DJI. **DJI Online Store**. [S.l.]. Disponível em: <https://store.dji.com/category/f450>.
- DJI. **Landing Gear for Flame Wheel Instruction**. [S.l.], 2013. Disponível em: http://dl.djicdn.com/downloads/flamewheel/Landing_Gear_for_Flame_Wheel.pdf.
- DJI. **DJI E310 Multirrotor Propulsion System**. [S.l.], 2014. V1.0. Disponível em: http://dl.djicdn.com/downloads/e310/en/E310_User_Manual_v1.0_en.pdf.
- DJI. **FlameWheel 450**. [S.l.], 2015. V2.2. Disponível em: http://dl.djicdn.com/downloads/flamewheel/en/F450_User_Manual_v2.2_en.pdf.
- GAPONOV, I.; RAZINKOVA, A. Quadcopter design and implementation as a multidisciplinary engineering course. *In: . [S.l.: s.n.]*, 2012. p. H2B-16. ISBN 978-1-4673-2417-5.
- GETTINGER, D.; MICHEL, A. H. **Drone Sightings and Close Encounters: An Analysis**. Annandale-on-Hudson, New York, 2015. 28 p. Disponível em: <http://dronecenter.bard.edu/files/2015/12/12-11-Drone-Sightings-and-Close-Encounters.pdf>.
- GIBSON, I.; ROSEN, D.; STUCKER, B. **Additive Manufacturing Technologies – Rapid Prototyping to Direct Digital Manufacturing**. 2. ed. New York: Springer, 2015. ISBN 978 1 4419 1119 3.
- HIBBELER, R. C. **Estática: Mecânica para Engenharia**. São Paulo: Pearson Education Do Brasil, 2005. ISBN 9788587918970.
- HOVAKIMYAN, M. **DJI Phantom 2/3 motor 2312**. 2016. Disponível em: <https://grabcad.com/library/dji-phantom-2-3-motor-2312-1>.

JUNYI, L.; BALINT, D. A parametric study of the mechanical and dispersion properties of cubic lattice structures. **International Journal of Solids and Structures**, v. 91, p. 55 – 71, 2016. ISSN 0020-7683. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S002076831630052X>.

LORENTE, A. **DJI F450 Quadcopter Drone**. 2016. Disponível em: <https://grabcad.com/library/dji-f450-quadcopter-drone-1/>.

LOVO, J. F. P.; FORTULAN, C. A. **Projeto e fabricação de componentes mecânicos por manufatura aditiva e estruturação interna**. 2017. Dissertação (Mestrado) — Universidade de São Paulo, 2017.

MAHONY, R.; KUMAR, V.; CORKE, P. Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. **IEEE Robotics Automation Magazine**, v. 19, n. 3, p. 20–32, Sept 2012. ISSN 1070-9932.

MATWEB, LLC. **DuPont Performance Polymers Zytel® 70G30HSLR BK099 PA66-GF30**. [S.l.]. Disponível em: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=1034843b918748f5ad9f624c19fd5229>.

MATWEB, LLC. **Overview of materials for Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS), Extruded**. [S.l.]. Disponível em: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=3a8afcddac864d4b8f58d40570d2e5aa>.

NEWMAN, T. **DJI Innovations' Flame Wheel F-450 Quadrotor Frame**. 2018. Disponível em: <https://grabcad.com/library/dji-innovations-flame-wheel-f-450-quadrotor-frame-1>.

NGO, T. D.; KASHANI, A.; IMBALZANO, G.; NGUYEN, K. T.; HUI, D. Additive manufacturing (3d printing): A review of materials, methods, applications and challenges. **Composites Part B: Engineering**, v. 143, p. 172 – 196, 2018. ISSN 1359-8368. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359836817342944>.

SCHNIEDERJANS, D. G. Adoption of 3d-printing technologies in manufacturing: A survey analysis. **International Journal of Production Economics**, v. 183, p. 287 – 298, 2017. ISSN 0925-5273. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0925527316303310>.

STRATASYS. **ABS P400**. [S.l.], 2011. Disponível em: <http://www.padtinc.com/downloads/Stamp%20Dimension-ABS-Model-Material.pdf>.

VOLPATO, N. **Manufatura aditiva: Tecnologias e Aplicações da Impressão 3D**. [S.l.: s.n.]: Blucher, 2017. ISBN 8521211503.

WOODSON, T.; ALCANTARA, J. T.; NASCIMENTO, M. S. do. Is 3d printing an inclusive innovation?: An examination of 3d printing in brazil. **Technovation**, v. 80-81, p. 54 – 62, 2019. ISSN 0166-4972. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0166497217302420>.

ZHANG, X.; LI, X.; WANG, K.; LU, Y. A survey of modelling and identification of quadrotor robot. **Abstract and Applied Analysis**, Hindawi Limited, v. 2014, p. 1–16, 2014. Disponível em: <https://doi.org/10.1155/2014/320526>.

ZIENKIEWICZ R. L. TAYLOR, J. Z. O. C. **The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals**. 6. ed. Butterworth-Heinemann, 2005. ISBN 9780080472775, 9780750663205, 0750663200. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=FE045473539241D9A2690AD8966384BD>.