

UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Fernando Fonseca de Freitas

SUBSTITUIÇÃO DA MATRIZ ESTRUTURAL DE UM
ARP DE ESPUMA DEPRON PARA ÁCIDO
POLILÁTICO UTILIZADO EM MANUFATURA
ADITIVA

Belo Horizonte
2023

Fernando Fonseca de Freitas

SUBSTITUIÇÃO DA MATRIZ ESTRUTURAL DE UM
ARP DE ESPUMA DEPRON PARA ÁCIDO
POLILÁTICO UTILIZADO EM MANUFATURA
ADITIVA

Dissertação apresentada como parte dos requisitos necessários para a obtenção de título de Mestre junto ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais.

Orientador: Hélio de Assis Pegado

Coorientador: Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto

Belo Horizonte

2023

F866s Freitas, Fernando Fonseca de.
Substituição da matriz estrutural de um ARP de espuma depron para ácido polilático utilizado em manufatura aditiva [recurso eletrônico] / Fernando Fonseca de Freitas. – 2023.
1 recurso online (116 f. : il., color.) : pdf.

Orientador: Hélio de Assis Pegado.
Coorientador: Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto.

Dissertação (mestrado) – Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia.

Anexos: f. 80-116.

Bibliografia: f. 75-79.
Exigências do sistema: Adobe Acrobat Reader.

1. Engenharia mecânica – Teses. 2. Manufatura aditiva – Teses.
3. Aeronave não tripulada – Teses. 4. Polímeros – Testes – Teses.
I. Pegado, Hélio de Assis. II. Pinto, Ricardo Luiz Utsch de Freitas.
III. Universidade Federal de Minas Gerais. Escola de Engenharia.
IV. Título.

CDU: 621(043)



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
ESCOLA DE ENGENHARIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

FOLHA DE APROVAÇÃO

“SUBSTITUIÇÃO DA MATRIZ ESTRUTURAL DE UM ARP DE ESPUMA DEPRON PARA ÁCIDO POLILÁTICO UTILIZADO EM MANUFATURA ADITIVA”

FERNANDO FONSECA DE FREITAS

Dissertação submetida à Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, constituída pelos Professores: Dr. Hélio de Assis Pegado (Orientador – Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG), Dr. Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto (Coorientador – Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG), Dr^a. Maria Teresa Paulino Aguiar (Departamento de Engenharia de Materiais e Construção Civil/UFMG) e Dr. Eduardo Bauzer Medeiros (Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG), como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de **"Mestre em Engenharia Mecânica"**, na área de concentração de **"Projeto e Sistemas"**.

Dissertação aprovada no dia 6 de abril de 2023.



Documento assinado eletronicamente por **Helio de Assis Pegado, Professor do Magistério Superior**, em 12/04/2023, às 07:13, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto, Professor do Magistério Superior**, em 12/04/2023, às 14:26, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Maria Teresa Paulino Aguiar, Professora do Magistério Superior**, em 12/04/2023, às 18:18, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Eduardo Bauzer Medeiros, Professor do Magistério Superior**, em 12/04/2023, às 19:23, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufmg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **2201223** e o código CRC **DDE7B081**.

Aos meus...

Agradecimentos

Ao professor Hélio e Utsch pela mentoria durante o mestrado. Ao Joel pelas dicas nos artigos. À Marina pela competência e disponibilidade de sempre. Aos professores e à própria UFMG, pelo ensino de excelência. A todos que de algum modo ajudaram nessa caminhada.

Ao ti Có pela ajuda e ao Dr. Hamada pela prestabilidade de informações sobre o SU-H16.

Ao Dr. Juliano pela ajuda na manutenção da saúde.

Aos amigos que estão sempre do lado e também ao condomínio.

Ao papai, Sebastião Marcelo de Freitas, mamãe, Edna Resende Fonseca, Fael, Camila e Luíza pela terra firme que representam.

À CAPES pela incentivo financeiro que possibilitou o desenvolvimento da pesquisa.

"O que sabemos é uma gota, o que ignoramos é um oceano." (Isaac Newton)

Resumo

A modificação da estrutura de polímeros pela adição de agentes supercríticos altera propriedades importantes desses insumos, o que amplia a possibilidade de emprego de materiais produzidos pela Manufatura Aditiva (MA) como um todo. Nesse contexto foi realizada a mudança da matriz estrutural em depron de um Aeronave Remotamente Pilotada (ARP) para Ácido Polilático de Baixa Densidade (LW-PLA) utilizado em MA. Para isso foi realizada a caracterização do LW-PLA utilizado, analisando a variação de densidade desse polímero à medida em que se altera a temperatura de extrusão do mesmo no processo de impressão 3D. O modelo 3D do ARP foi desenhado e exportado para um *software* de fatiamento a fim de se determinar a massa de cada componente estrutural do modelo proposto. O dimensionamento de uma longarina tubular de fibra de carbono, levando em consideração os esforços atuantes em voo equilibrado, foi feito. A massa da longarina foi somada à massa total estrutural, fornecida pelo *software* de fatiamento, do modelo proposto. Cálculos de desempenho foram feitos para o modelo proposto e comparados ao desempenho do modelo original. Devido à diminuição da massa estrutural, pode-se concluir que a impressão de ARPs utilizando LW-PLA não só é possível como também vantajosa. Houve aumento da autonomia e alcance de voo, bem como diminuição da velocidade mínima que pode ser desempenhada pelo ARP e aumento da velocidade máxima. Além disso, a fabricação por MA é um processo menos trabalhoso na confecção de estruturas e também mais preciso do ponto de vista dimensional. A diminuição da massa também pode permitir o aumento de mais de 100% da carga embarcada quando se mantém o mesmo desempenho do ARP de referência.

Palavras-chave: Manufatura Aditiva; ARP; PLA.

Abstract

Modifying the structure of polymers by adding supercritical agents varies important properties of these materials, which expands the field of these polymers and Additive Manufacturing (AM) as a whole. In this context, a change was made to the depron structural matrix of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) for Low Density Polylactic Acid (LW-PLA) used in AM. In this regard, the characterization of the LW-PLA used was carried out, analyzing the variation in density of this polymer as its extrusion temperature varies in the 3D printing process. The UAV 3D model was designed and exported to a slicing *software* in order to determine the mass of each structural component of the proposed model. The sizing of a tubular carbon fiber spar, taking into account the forces acting in balanced flight, was done. The spar mass was added to the total structural mass, provided by the slicing *software* of the proposed model. Performance calculations were made for the proposed model and compared to the performance of the original model. Due to the decrease in structural mass, it can be concluded that printing UAVs using LW-PLA is not only possible but also advantageous. There was an increase in endurance and flight range, as well as a decrease in the minimum speed that can be performed by the UAV and an increase in the maximum speed. In addition, AM fabrication is a less laborious process in the manufacture of structures and also more accurate from a dimensional point of view. The decrease in mass can also allow an increase of more than 100% of the loaded weight when maintaining the same performance of the reference UAV.

Keywords: Additive Manufacturing; UAV; PLA.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Aumento de patentes de MA entre os anos de 2010 e 2018.	18
Figura 2 – Aplicação da MA entre os anos de 2010 e 2018 por setor.	19
Figura 3 – Etapas de processo de desenvolvimento de produto	20
Figura 4 – Processos da MA	21
Figura 5 – Desenho esquemático - FDM.	22
Figura 6 – Composição de esteroisômeros da mistura de PLA.	24
Figura 7 – Desenho esquemático da saturação e impressão de filamento saturado com CO_2	25
Figura 8 – Processo de impressão por FDM de filamento saturado por CO_2	26
Figura 9 – Configurações de ARPs.	27
Figura 10 – Espectro de ARPs classificados por peso e envergadura.	28
Figura 11 – Southampton Laser Sintered Aircraft (SULSA).	28
Figura 12 – Wendy, aeronave construída pela Universidade da Virgínia.	29
Figura 13 – AMRC, asa voadora projetada pela Universidade de Sheffield.	30
Figura 14 – Detalhe aeronave impressa por KUJAWA, 2017.	30
Figura 15 – Tentativa da impressão da asa utilizando ABS.	31
Figura 16 – (a) Detalhe da estrutura da asa. (b) Aeromodelo construído.	32
Figura 17 – Filamento eSUN LW-PLA.	33
Figura 18 – Padronização ASTM D638 Type IV.	34
Figura 19 – Creality Ender 3 utilizada para caracterização do LW-PLA.	34
Figura 20 – Corpos de prova após os testes de tensão.	35
Figura 21 – Design do SU-H16	38
Figura 22 – Diagrama V-n.	40
Figura 23 – Asas consideradas no método de Stender.	41
Figura 24 – Meia asa elíptica.	41
Figura 25 – Distribuição das sustentações na asa de Stender.	42
Figura 26 – Longarina como viga.	43
Figura 27 – Cálculo do cisalhamento.	44
Figura 28 – Cálculo do momento.	44
Figura 29 – Pontos críticos considerados.	46
Figura 30 – Curvas tensão deformação do LW-PLA.	55
Figura 31 – Desenho do ARP proposto.	55
Figura 32 – Todas as seções da asa e o tempo de impressão no software CURA 3D.	56
Figura 33 – Diagrama V-n de projeto.	57
Figura 34 – Comparação cordas de Stender, elíptica e real.	58
Figura 35 – Distribuição da sustentação ao longo da asa - SU-H16.	58

Figura 36 – Distribuição do peso estrutural ao longo da asa - SU-H16.	59
Figura 37 – Distribuição do arrasto ao longo da asa - SU-H16.	59
Figura 38 – Distribuição do peso estrutural ao longo da asa - ARP proposto.	62
Figura 39 – Distribuição da sustentação ao longo da asa - ARP proposto.	62
Figura 40 – Gráfico autonomia x velocidade para SU-H16.	65
Figura 41 – Gráfico alcance x velocidade para SU-H16.	65
Figura 42 – Gráfico potência x velocidade para SU-H16.	66
Figura 43 – Gráfico tração x velocidade para SU-H16.	67
Figura 44 – Gráfico autonomia x velocidade para o ARP proposto.	68
Figura 45 – Gráfico alcance x velocidade para o ARP proposto.	69
Figura 46 – Gráfico potência x velocidade para ARP proposto.	70
Figura 47 – Gráfico tração x velocidade para o ARP proposto.	71

Lista de tabelas

Tabela 1 – Parâmetros de impressão no processo FDM e suas descrições	23
Tabela 2 – Parâmetros fixos.	35
Tabela 3 – Variação da taxa de extrusão com a temperatura do bico de extrusão.	35
Tabela 4 – m tratamentos de um fator observado	36
Tabela 5 – ANOVA	38
Tabela 6 – Fatores de carga máximos.	39
Tabela 7 – Cálculo do cisalhamento em Z e do momento fletor em X.	45
Tabela 8 – Resultados coletados dos corpos de prova	53
Tabela 9 – ANOVA relativa à massa	54
Tabela 10 – ANOVA relativa à resistência à tração	54
Tabela 11 – Massa e tempo de impressão dos componentes impressos.	56
Tabela 12 – Parâmetros de impressão.	56
Tabela 13 – Cálculo do cisalhamento em Z e do momento fletor em X - SU-H16.	60
Tabela 14 – Cisalhamentos e momentos atuantes na longarina - SU-H16.	60
Tabela 15 – Cálculos relacionados aos tubos de fibra de carbono comerciais.	61
Tabela 16 – Cálculo do cisalhamento em Z e do momento fletor em X - ARP proposto.	63
Tabela 17 – Cálculo do cisalhamento em X e do momento fletor em Z - ARP proposto.	63
Tabela 18 – Cisalhamentos e momentos atuantes na longarina - ARP proposto.	64
Tabela 19 – Cálculos relacionados aos tubos de fibra de carbono comerciais.	64
Tabela 20 – Resumo dos cálculos de desempenho	71

Lista de abreviaturas e siglas

ABS	<i>Acrylonitrile Butadiene Styrene</i>
ANOVA	Análise de Variância
ARP	Aeronave Remotamente Pilotada
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
DF	Graus de liberdade
FDM	<i>Fused Deposition Modelling</i>
LA	Ácido Láctico
LW-PLA	Ácido Polilático de Baixa Densidade
MA	Manufatura Aditiva
MQ	Média Quadrática
MVA	Micro Veículo Aéreo
NVA	Nano Veículo Aéreo
PC	<i>Polycarbonate</i>
PE	Poeira Esperta
PET	<i>Polyethylene Terephthalate</i>
PETG	<i>Polyethylene Terephthalate Glycol</i>
PLA	<i>Polylactic Acid</i>
PVA	Pico Veículo Aéreo
SL	<i>Stereolithography</i>
SLS	<i>Selective Laser Sintering</i>
SULSA	Southampton Laser Sintered Aircraft
SQ	Soma Quadrática

Sumário

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Objetivo Geral	16
1.2	Objetivos Específicos	16
2	REVISÃO DA LITERATURA	17
2.1	Manufatura Aditiva	17
2.1.1	Contextualização	17
2.1.2	Utilização, funcionamento geral e características	19
2.2	Fused Deposition Modelling - FDM	21
2.3	Polímeros utilizados na FDM	23
2.3.1	ABS, PETG e PLA	23
2.3.2	Fabricação do PLA	24
2.3.3	Ácido Polilático de baixa densidade - LW-PLA	25
2.4	Aeronaves Remotamente Pilotadas - ARPs	26
2.5	Utilização da MA em ARPs de asas fixas	28
3	METODOLOGIA	33
3.1	Caracterização do Filamento LW-PLA	33
3.1.1	Análise de Variância	35
3.2	Escolha do ARP padrão	37
3.3	Cálculos estruturais da longarina	38
3.3.1	Diagrama V-n	39
3.3.2	Distribuição da sustentação, peso e arrasto ao longo da asa	40
3.3.3	Um problema de viga	43
3.3.4	Dimensionamento	46
3.4	Cálculos de desempenho	48
3.4.1	Autonomia e alcance	48
3.4.2	Tração e potência	51
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	53
4.1	LW-PLA	53
4.2	Dimensionamento da Longarina	57
4.2.1	Diagrama V-n	57
4.2.2	SU-H16	57
4.2.3	Modelo Proposto	61
4.3	Desempenho	64
4.3.1	SU-H16	64

4.3.2	Modelo Proposto	67
5	CONCLUSÃO	72
5.1	Comentários gerais	72
5.2	Principais conclusões	72
5.3	Perspectivas futuras	73
	Referências Bibliográficas	74
	Anexos	79
	ANEXO A Ficha Técnica do SU-H16	80
	ANEXO B Código de determinação dos esforços internos - SU-H16	84
	ANEXO C Código de determinação dos esforços internos - VANT proposto	96
	ANEXO D Código de dimensionamento da longarina - SU-H16	108
	ANEXO E Código de dimensionamento da longarina - VANT proposto	112

1 INTRODUÇÃO

A Manufatura Aditiva (MA) é uma técnica que se caracteriza pela deposição de material camada a camada que respeita um design prévio desenvolvido em CAD (CEULEMANS ET AL., 2020). O preço acessível de impressoras 3D e insumos relacionados à técnica têm aumentado a utilização desse método para as mais diversas finalidades. Além do crescimento no uso doméstico, estudos relacionados aos materiais utilizados na MA têm sido incorporados à literatura de forma recorrente nas últimas décadas. Assim, o aumento da gama de materiais tem expandido a MA para várias áreas de atuação como, por exemplo, biomateriais, mecânica e aeronáutica.

Uma classe de material bastante utilizada na MA são os polímeros. Dada a sua facilidade de operação, baixo custo e boa resistência, um dos principais representantes dessa classe é o ácido polilático (PLA). Nas últimas duas décadas, estudos envolvendo a alteração da matriz polimérica desse material têm sido bastante explorados. A possibilidade de adicionar agentes espumantes (ou supercríticos) como N_2 e CO_2 em matrizes de PLA são capazes de reduzir consideravelmente a densidade dos modelos fabricados com esse material. Um novo método de adição de agentes supercríticos, com a possibilidade de expansão da matriz durante o processo de impressão, e com significativo controle da expansão requisitada, chama a atenção para situações onde a redução de peso e confiabilidade dimensional são características cruciais. Assim, as vantagens inerentes ao PLA de baixa densidade mostram-se interessantes para a indústria aeronáutica, principalmente na fabricação de aeronaves remotamente pilotadas (ARPs), que exigem, além de uma resistência mecânica considerável, a necessidade de um baixo peso de operação.

Materiais mais comumente utilizados na fabricação de ARPs são os poliestirenos, espuma depron (poliestireno), e a madeira do tipo balsa. O trabalho manual de corte, lixamento, etc. feito para construção de aeromodelos desses materiais é bastante laborioso. Além disso, a construção de designs específicos é dificultado quando se é feito manualmente.

Além desta introdução apresentada e os objetivos geral e específicos apresentados a seguir, o trabalho se organiza ainda em mais 4 capítulos. O segundo aborda a revisão da literatura nos tópicos de MA, Fused Deposition Modelling, Polímeros utilizados na MA, ARPs e exemplos de ARPs que se utilizaram da MA para composição estrutural. O Capítulo 3 abordará a Metodologia utilizada no trabalho, primeiramente para a caracterização do LW-PLA, a escolha do ARP modelo, os cálculos estruturais e, por fim, os cálculos relacionados ao desempenho. O Capítulo 4 versa sobre os resultados encontrados tanto na caracterização

do LW-PLA bem como no dimensionamento da longarina e nos dados de desempenho calculados. Finalmente, é feita uma conclusão abordando as inferências sobre todo o processo da pesquisa e também são relatadas algumas linhas de futuras perspectivas em relação ao assunto abordado nessa dissertação.

1.1 Objetivo Geral

Substituir a matriz estrutural de um ARP projetado em depron por ácido polilático de baixa densidade utilizado em manufatura aditiva.

1.2 Objetivos Específicos

- Caracterizar o *eSUN* LW-PLA de baixa densidade;
- Definir modelo ARP, design em CAD e configurações de impressão;
- Realizar cálculos estruturais;
- Calcular dados de desempenho do modelo proposto.

2 REVISÃO DA LITERATURA

Este capítulo trata do resumo das literaturas relevantes e estado da arte sobre o assunto envolvido nesse estudo. Tem-se: i) Manufatura Aditiva; ii) O processo de *Fused Deposition Modelling* (FDM); iii) Os polímeros comumente utilizados na FDM; iv) Aeronaves Remotamente Pilotadas (ARPs) e v) Utilização da MA em ARPs. Uma breve contextualização histórica da MA será abordada. Depois serão apresentados a aplicação da MA, funcionamento geral e seus processos. O método de FDM é abordado mais especificamente, bem como suas vantagens e limitações. A mesma avaliação se dará para os métodos de fabricação do PLA de baixa densidade, o funcionamento dos diferentes métodos e aplicação desse material. Finalmente, uma proposta de classificação dos VANTs é apresentada e, posteriormente, estudos que se utilizaram da aplicação da MA na fabricação de ARPs serão abordados.

2.1 Manufatura Aditiva

2.1.1 Contextualização

Com o objetivo de converter projetos digitais em um objeto sólido tridimensional, a MA, apesar de um crescimento vertiginoso na última década, é uma técnica de manufatura desenvolvida na década de 80 do século XX (WONG; HERNANDEZ, 2012). Charles Hull desenvolveu o primeiro processo, *stereolithography* (SL), patenteando-o em 1986 (SU; AL'AREF, 2018). Tal processo consistia na solidificação de finas camadas de um polímero sensível à luz ultravioleta (WOHLERS; GORNET, 2015; SU; AL'AREF, 2018). Deckard, na mesma época de Hull, desenvolveu a técnica batizada de *selective laser sintering* (SLS), que se utilizava de um laser para sinterização de um pó que dava forma ao modelo desejado (SU; AL'AREF, 2018).

Já em 1989, S. Scott and Lisa Crump patentaram uma forma de prototipagem rápida chamada de *fused deposition modelling* (FDM) (HORVATH, 2014; SU; AL'AREF, 2018). Uma pistola de cola quente havia sido utilizada por Scott para o derretimento e posterior derramamento de plástico em finas camadas a fim de montar um novo brinquedo para a filha (BATISTA, 2021). Após o aprimoramento da técnica, o princípio utilizado por Scott continuou o mesmo: um filamento do material base é aquecido por um bico e extrudado, camada sobre camada, para formação da peça. Assim, já no final da década de 80 as técnicas de impressão 3D mais utilizadas atualmente já haviam sido desenvolvidas.

Embora tenha permanecido por um tempo como uma máquina cara e de difícil acesso, ainda em 1981, Hull solicitou a patente do primeiro modelo de impressora 3D, desenvolvido

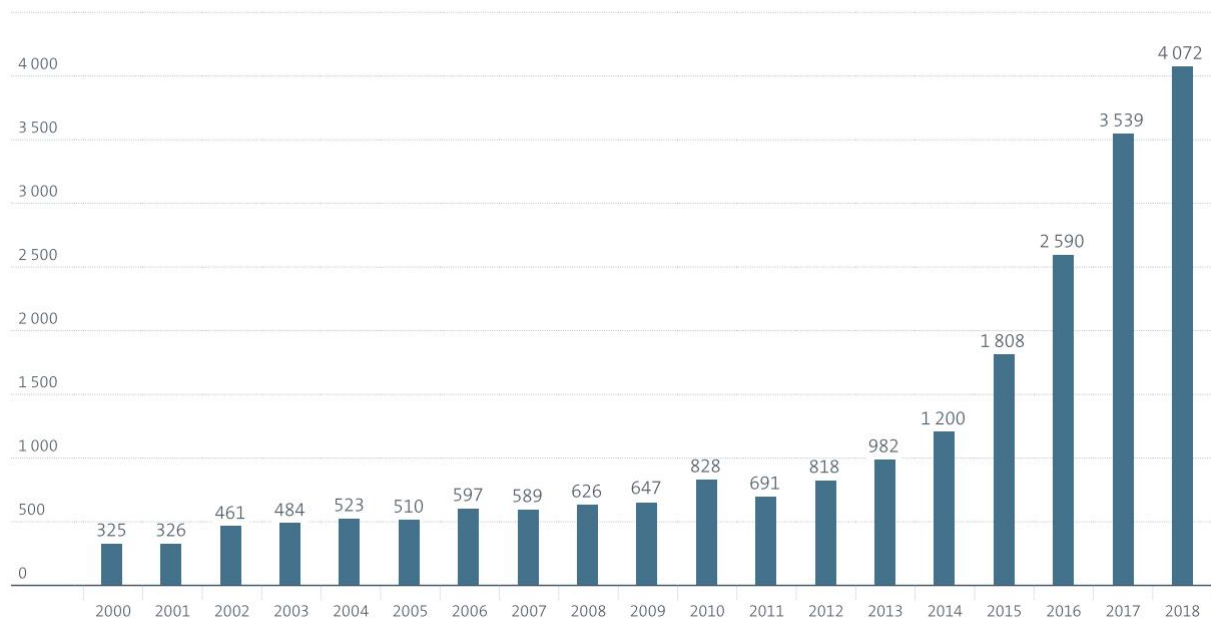
por ele para a criação de peças pequenas de plástico para a prototipagem. A introdução de impressoras 3D de baixo custo, importante passo para a popularização da MA, se iniciou em 1996. A empresa *Stratasys* lançou a Genisys, uma impressora que depositava sucessivas camadas de cera sobrepostas (WOHLERS; GORNET, 2015). Porém, uma maior popularização ocorreu com a queda da patente da técnica de FDM desenvolvida por Scott e Crump. Assim, projetos de código aberto puderam ser desenvolvidos ao longo dos anos.

Um movimento batizado de RepRap foi criado pelo professor de Engenharia Mecânica Adrien Bowyer em 2007. O projeto culminou na publicação de designs que poderiam ser produzidos por impressoras 3D para a criação de peças para a montagem de novas impressoras 3D (SU; AL'AREF, 2018; HORVATH, 2014). Com o avanço da tecnologia e barateamento de materiais, diversas empresas passaram a comercializar kits de impressora 3D de fácil montagem. Assim, o acesso livre a vários arquivos de modelos e a redução do custo de aquisição das máquinas pavimentou o caminho de democratização do acesso popular à tecnologia de impressão 3D.

A popularização da técnica se reflete na quantidade de registro de patentes aplicadas dentro da MA. Como mostra a Figura 1, entre 2000 e 2018 o número de patentes cresceu de 325 até pouco mais de 4000 de acordo com dados do Escritório Europeu de Patentes (CEULEMANS ET AL., 2020).

Figura 1 – Aumento de patentes de MA entre os anos de 2010 e 2018.

Patent applications in AM technologies at the EPO, 2000-2018



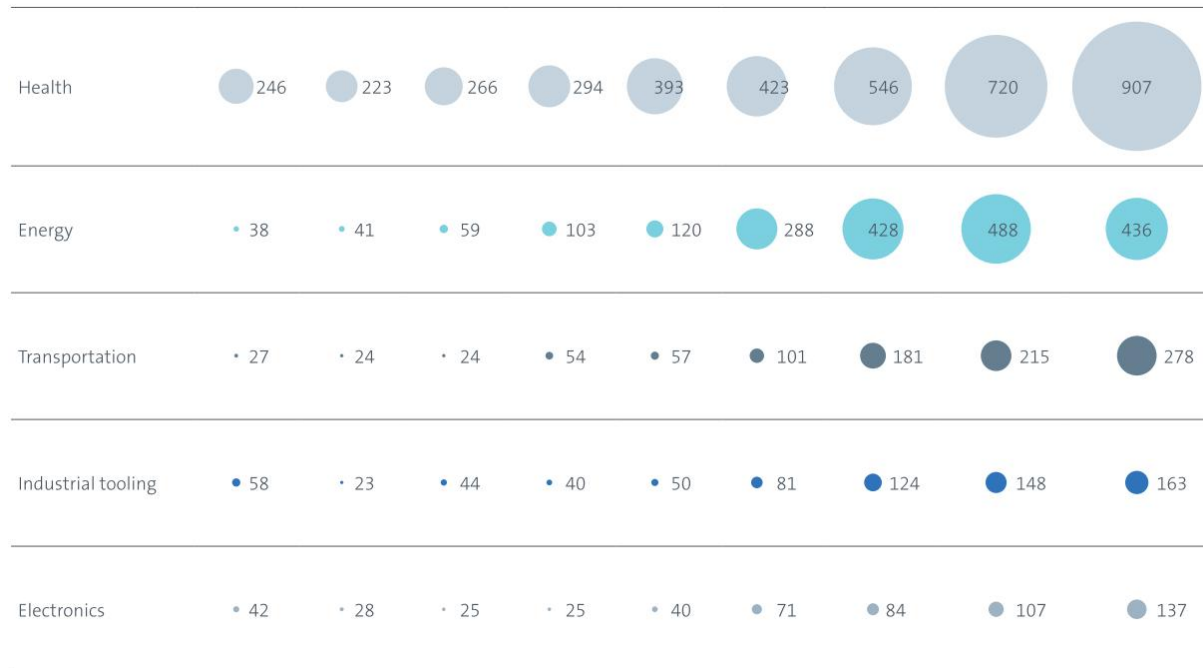
Fonte: (CEULEMANS ET AL., 2020).

O mesmo órgão, como mostrado na Figura 2, sustenta que as áreas de saúde, energia, transporte e ferramentas industriais foram aquelas que mais aumentaram a utilização da MA

como técnica de fabricação em suas indústrias nesse mesmo período (CEULEMANS ET AL., 2020).

Figura 2 – Aplicação da MA entre os anos de 2010 e 2018 por setor.

AM applications at the EPO by application domain, 2010-2018



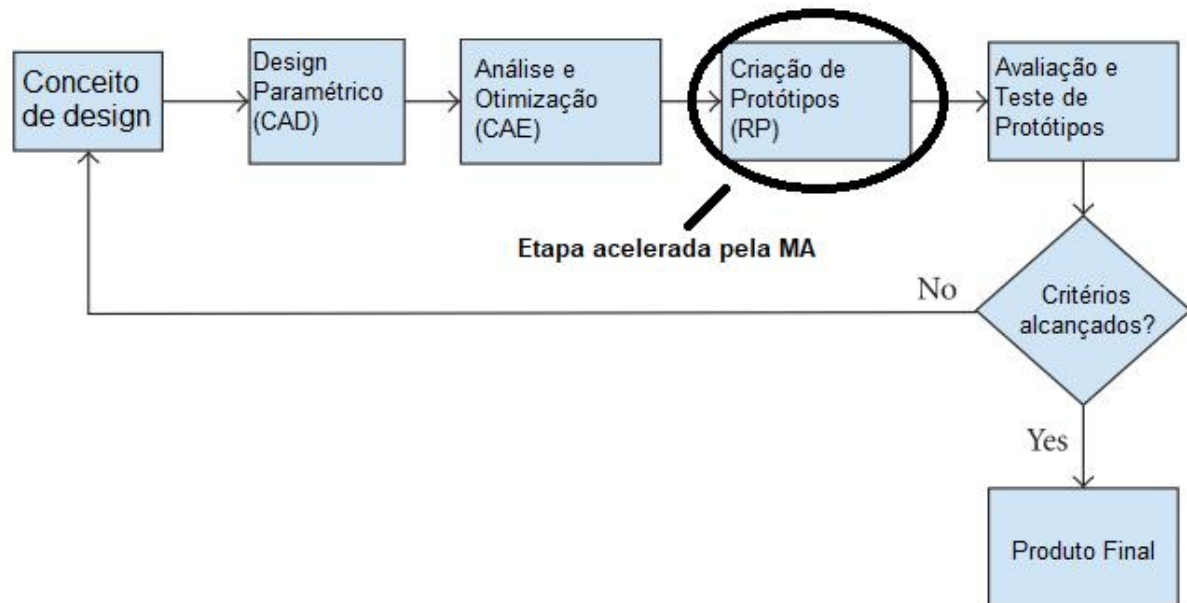
Fonte: (CEULEMANS ET AL., 2020). Modificada pelo Autor.

2.1.2 Utilização, funcionamento geral e características

Primeiramente pensada somente para a criação de modelos para rápida prototipagem, a MA tem expandido seu campo de atuação para diversas áreas, como eletro-eletrônica, medicinal, aeroespacial, etc. (DURAKOVIC, 2018; KAFLE et al., 2021; CEULEMANS ET AL., 2020).

Queda de patentes e barateamento das máquinas são, como já mencionado, motivos para a expansão tanto da técnica como das áreas de utilização da MA. Porém, uma característica intrínseca ao processo é um fator de grande impacto no aumento do uso dessa tecnologia. Considerando as etapas envolvidas no processo de desenvolvimento de um determinado produto, a MA oferece a possibilidade de criar protótipos rapidamente, minimizando o tempo de criação de um modelo e expandindo situações de teste do processo de prototipagem (COOPER, 2001). A visualização rápida de um protótipo no processo de desenvolvimento, ação permitida pela criação rápida de protótipos, como ilustrado na Figura 3, é responsável pela rápida correção e ajuste de defeitos e características do produto e/ou projeto, o que instiga a celeridade em todo processo. Por sua aplicação dentro de um processo de desenvolvimento de produto, procedimento próprio da indústria, a grande quantidade de setores que aumenta a utilização da MA é explicada pelas características inerentes da própria tecnologia.

Figura 3 – Etapas de processo de desenvolvimento de produto



Fonte: (WONG; HERNANDEZ, 2012). Modificada pelo Autor.

Em particular, a Airbus tem aproveitado as vantagens de peças impressas em 3D em seus modelos A310 e A350. O modelo A350XWB conta com mais de 1000 peças impressas. Apesar de se limitar a componentes mais simples de plástico, a Airbus foi capaz de reduzir custos e tempo de espera para esses componentes em até 70% e 100 dias, respectivamente, utilizando peças em 3D produzidas por FDM em parceria com a companhia Stratasys (BANFIELD, 2013).

Diferentemente de uma grande quantidade de técnicas de fabricação que fazem uso da retirada de material, como usinagem e fresamento, a MA funciona com a adição de material para confecção do modelo desejado. De maneira geral, seus processos funcionam de forma parecida. Há a modelagem de um arquivo .STL, que corresponde a um desenho 3D. Em seguida, há o tratamento desse arquivo em um *software* de fatiamento onde os parâmetros de impressão são configurados. Posteriormente o programa de fatiamento gera um arquivo .gcode de linhas de código para, finalmente, o *firmware* da impressora 3D interpretá-lo em movimento das partes móveis nos 3 eixos. Assim, o processo engloba tecnologias CAD, CNC e CAM pra seu correto funcionamento.

Algumas vantagens são obtidas no uso da MA:

- Agilidade no processo de fabricação de protótipos;
- Fabricação de designs complexos;
- Fabricação por demanda;

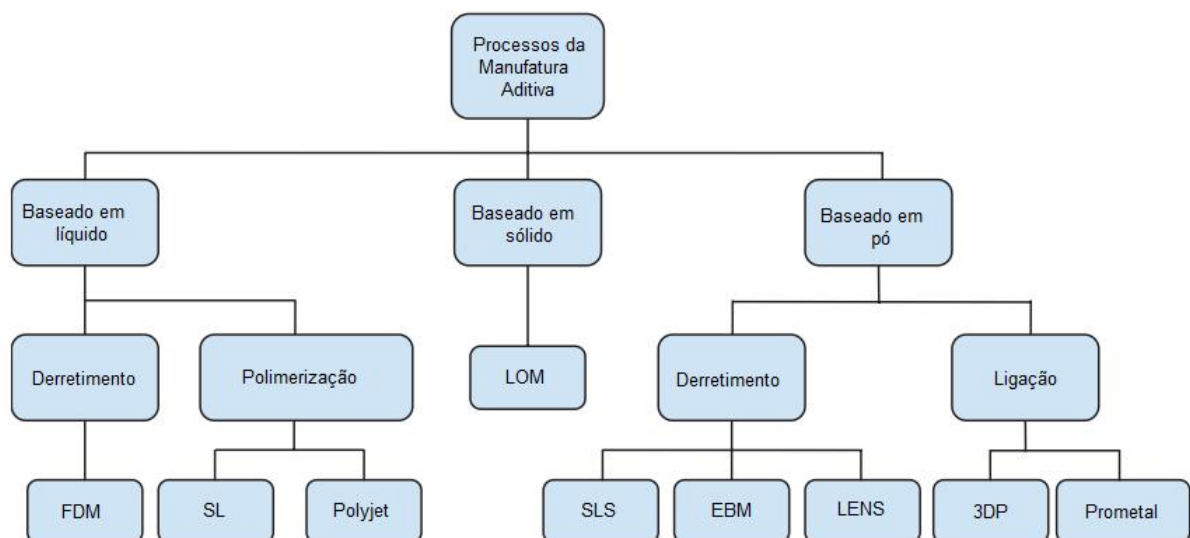
- Minimização de desperdício de material;
- Velocidade do processo de design CAD.

Por outro lado, alguns pontos de melhoria podem ser destacados:

- Limitação de área útil de impressão;
- Pós-processamento de peças;
- Grandes produtos para produção em escala não são rentáveis.

Existem diversos tipos de processos dentro da MA, conforme ilustra a Figura 4. Cada processo utiliza diferentes recursos e/ou procedimentos para confeccionar peças. Tais processos podem ser divididos como baseados em líquido, sólido ou em pó, a depender da estrutura física do insumo logo antes de tomarem a forma da peça desejada.

Figura 4 – Processos da MA



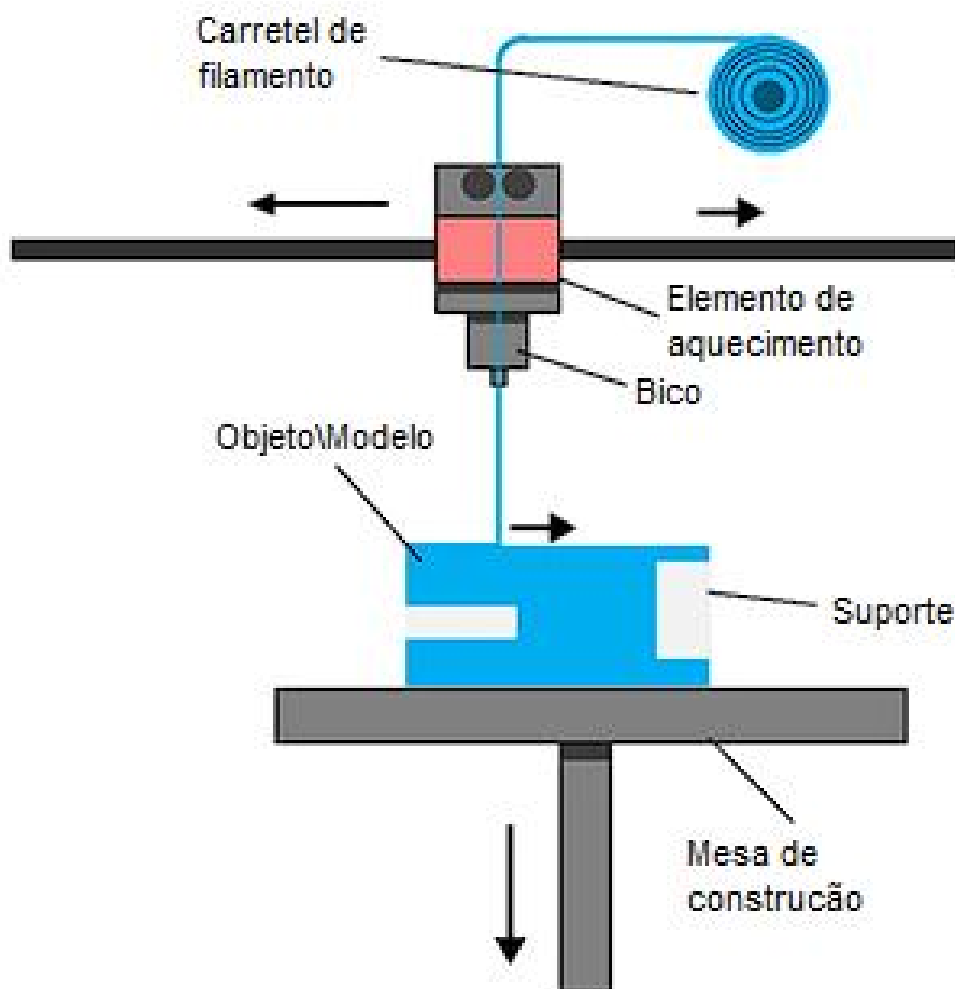
Fonte: (WONG; HERNANDEZ, 2012).

2.2 Fused Deposition Modelling - FDM

A associação com máquinas de mesa (CHACÓN et al., 2017), fabricação de partes funcionais (SRINIVASAN et al., 2020) e operações simples (MORADI et al., 2021) são vantagens que tornam o processo de FDM um dos métodos mais utilizados no universo da impressão 3D (TURNER; STRONG; GOLD, 2014). O procedimento de impressão por FDM apresenta algumas características, como mostra a Figura 5. Um filamento de polímero termoplástico é

alimentado por motores em direção ao bloco de extrusão, onde se encontra o elemento de aquecimento. O polímero é derretido e extrudado através do bico de extrusão, que o deposita na mesa de construção. A movimentação nos 3 eixos é garantida pela mesa de construção e pelo conjunto elemento de aquecimento/bico de extrusão. Geralmente a mesa se movimenta em um eixo e o conjunto nos outros 2 eixos restantes. Durante a construção do modelo pode ser necessária a utilização de suportes, para garantir a adequada posição de solidificação do polímero após sua deposição.

Figura 5 – Desenho esquemático - FDM.



Fonte: (LOUGHBOROUGH UNIVERSITY, 2022).

Os parâmetros de impressão são bastante influentes no resultado final da peça. Números estudos abordaram diferentes impactos de variados parâmetros em peças impressas nos mais diversos materiais (MAZZANTI; MALAGUTTI; MOLLICA, 2019; POPESCU et al., 2018). Esses parâmetros, configurados no *software* de fatiamento do modelo CAD, podem ser divididos em grupos, como na Tabela 1.

Tabela 1 – Parâmetros de impressão no processo FDM e suas descrições

Grupo	Parâmetro	Descrição
Fatiamento	Espessura da camada	Altura de cada camada depositada, geralmente varia de 0.12mm a 0.2mm.
	Porcentagem de preenchimento	Quanto de filamento será depositado no interior da peça. 0% geraria uma peça oca e 100% uma peça maciça.
	Taxa de extrusão	Quantidade de fluxo de filamento que será extrudado pelo bico.
Temperatura	Mesa	Temperatura da mesa. Varia de acordo com o material utilizado.
	Extrusão	Temperatura do bico onde o filamento é derretido. Varia de acordo com o material.
Orientação	Direção de fabricação	Direção da construção do modelo. Direção de impressão das camadas.

Vantagens da FDM que podem ser destacadas:

- Método mais econômico em fabricar modelos termoplásticos sob medida;
- Grande variedade de materiais termoplásticos para trabalho;
- Materiais recicláveis são baratos e fáceis de encontrar.

Por outro lado, a FDM apresenta algumas desvantagens:

- Em relação a outras técnicas a FDM é menos precisa, do ponto de vista dimensional;
- Por apresentar as linhas de camada de deposição de material, pode ser necessário um pós processamento dependendo do grau desejado de acabamento superficial;
- Devido à adesão entre as camadas, as peças são, por natureza do processo, anisotrópicas.

2.3 Polímeros utilizados na FDM

2.3.1 ABS, PETG e PLA

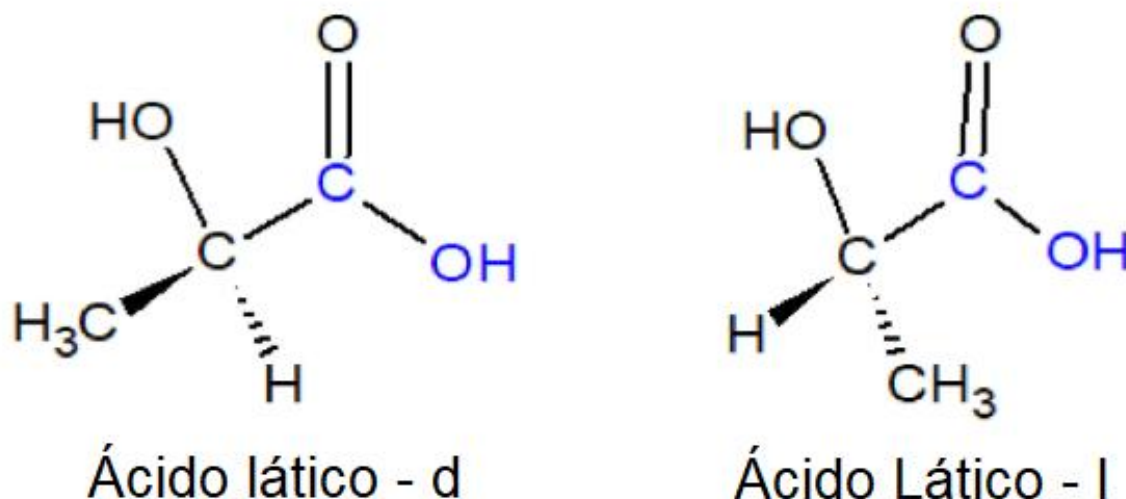
Os polímeros termoplásticos são materiais que podem ser moldados quando acima da temperatura de transição vítrea e que endurecem quando resfriados abaixo desta (FRIED, 2021). Entre os materiais mais utilizados na impressão 3D por FDM estão o ABS (*acrylonitrile butadiene styrene*), o PETG (*Polyethylene terephthalate glycol*) e o PLA (*Polylactic Acid*). Naturalmente, cada insumo se apresenta como opção dependendo das características desejadas para o modelo final. O PETG exige uma alta temperatura de bico de extrusão, o que faz com que indesejados fios de filamento derretido possam aparecer ligando as paredes da peça à medida que o bico de extrusão se movimenta para fazer a peça. Mas esse insumo também é conhecido por ser completamente atóxico, podendo, inclusive, estar em contato com alimentos. O ABS,

por outro lado, apesar de apresentar boa resistência mecânica, libera substâncias tóxicas enquanto é fundido, exigindo um local à parte para a impressora ou um filtro no invólucro de impressão. Finalmente, o PLA se apresenta como o filamento de mais fácil utilização. Sua baixa temperatura de fusão faz com que entupimentos do bico de extrusão sejam raros. Por esse mesmo motivo, não é uma opção interessante em ambientes de alta temperatura, podendo sofrer deformações.

2.3.2 Fabricação do PLA

Por ser produzido a partir de fontes renováveis como trigo, açúcar e arroz, grandes quantidades de carbono são consumidas durante o ciclo de vida do PLA (TÜMER; ERBIL, 2021), transformando-o em um polímero bastante estimado para fabricação. Ácido Láctico (LA) é o monômero fundamental do PLA, que é sintetizado em uma mistura 50% d e 50% l (ver Figura 6). Geralmente, o LA é obtido por meio da fermentação bacteriana de fécula de milho, utilizando uma cepa de lactobacilo que gera, majoritariamente, composições de 99.5% do esteroisômero do tipo l, o que induz a alta resistência mecânica do polímero PLA após a polimerização (TÜMER; ERBIL, 2021).

Figura 6 – Composição de esteroisômeros da mistura de PLA.



Fonte: (BARAN; YILDIRIM ERBIL, 2019).

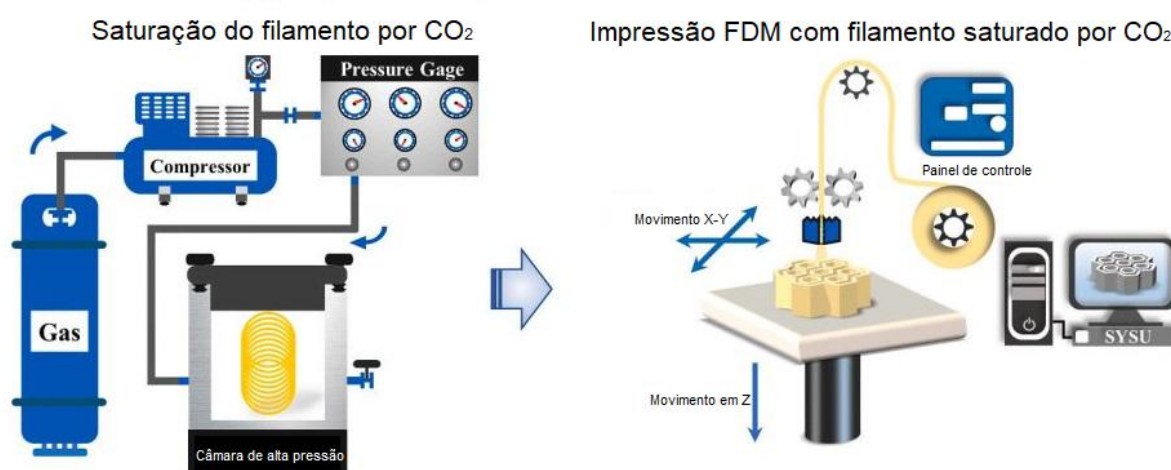
As vantagens já citadas do PLA, como benéfica pegada de carbono, facilidade de trabalho e atoxicidade, fez com que esse polímero fosse alvo de estudos para mitigar suas desvantagens, como alta fragilidade, baixa resistência a fusão e baixa tenacidade. Várias linhas de pesquisa trabalham na introdução de elementos químicos numa matriz de PLA. Essas alterações visam modificações estruturais que possam afetar propriedades do material como forma de adequá-lo às mais diversas finalidades.

2.3.3 Ácido Polilático de baixa densidade - LW-PLA

Embora uma grande quantidade de pesquisas visem aumentar a resistência mecânica do PLA com a adição de insumos como sementes de Tâmara (NAGARJUN et al., 2021) e fibras naturais (SANIVADA et al., 2020; OKSMAN; SKRIFVAR; SELIN, 2003; LEE; PADZIL et al., 2021), outras buscam a diminuição da densidade do PLA com a adição de agentes sopradores (VILLAMIL JIMÉNEZ et al., 2020; NOFAR; PARK, 2014; LEE; KAREKO; JUN, 2008; SHI et al., 2018).

Agentes sopradores são elementos que se solubilizam em uma matriz polimérica e, quando há o processo de espumamento, se expandem para uma fase gasosa, ficando encapsulados na matriz, diminuindo a densidade da mesma. Esses agentes supercríticos, geralmente N_2 e CO_2 , podem ser inseridos na matriz polimérica de diferentes maneiras. A técnica nomeada extrusão de espuma química utiliza *pellets* de um polímero matriz e um agente supercrítico que são misturados em um recipiente. O calor do recipiente decompõe o agente químico, gerando um gás que resulta na expansão do polímero à medida em que ele sai da matriz de extrusão (ALTAN, 2018). Já a técnica de formação de espuma em lote realiza a solubilização de agente supercrítico já na amostra pronta, em uma câmara de pressão. Em busca de um maior controle de efeito de macro e microporosidade, (MARASCIO et al., 2017) propôs uma técnica onde foi abordada a possibilidade de espumar uniformemente um filamento de PLA com CO_2 durante a extrusão feita pela própria impressora 3D, *in-situ* (LI et al., 2020).

Figura 7 – Desenho esquemático da saturação e impressão de filamento saturado com CO_2



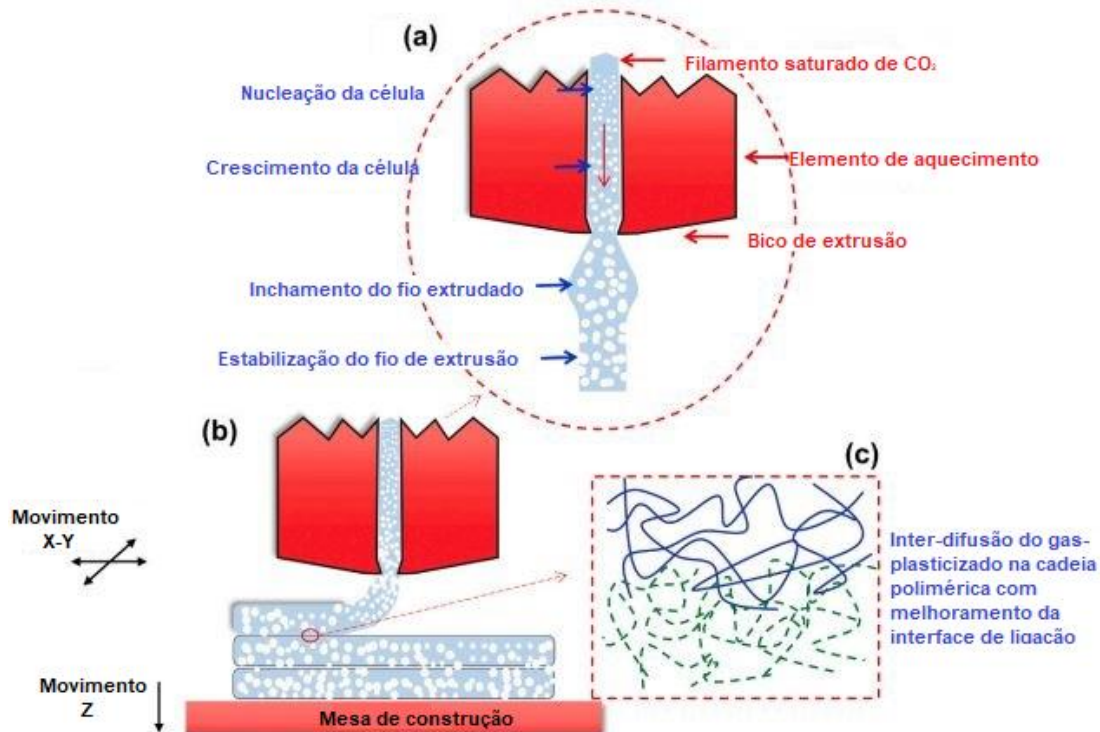
Fonte: (LI et al., 2020).

Um filamento de PLA normal é inserido em uma câmara a alta pressão para a saturação com CO_2 , conforme Figura 7. A solubilização de CO_2 na matriz polimérica induz a plasticização do polímero, diminuindo sua viscosidade (LADIN et al., 2001). Após a sorção de CO_2 na matriz, o filamento fica a condições normais de temperatura e pressão a fim de

se deixar realizar a desorção natural e, conseqüentemente, a estabilização da quantidade de gás em sua matriz. A plasticização por CO_2 aumenta a mobilidade da cadeia polimérica e sua capacidade de emaranhamento (HUANG et al., 2019). Diferentemente de outras técnicas como a extrusão de espuma química e formação de espuma em lote, (MARASCIO et al., 2017) propõe um método que permite a nucleação e o crescimento das células à pressão atmosférica, enquanto ocorre o processo de extrusão do filamento pela impressora 3D (LI et al., 2020; NAGUIB; PARK; REICHELT, 2004), como ilustrado na Figura 8.

Figura 8 – Processo de impressão por FDM de filamento saturado por CO_2 .

(a) Inchamento do fio extrudado. (b) Nucleação, crescimento e estabilização das células de CO_2 devido ao aquecimento do polímero. (c) Formação de interface de emaranhamento por inter-difusão de cadeias de gás plasticizado.



Fonte: (LI et al., 2020).

Recentemente, filamentos de PLA de baixa densidade foram introduzidos no mercado de impressão 3D a preços razoáveis. Os fabricantes anunciam as vantagens financeiras desse tipo de filamento devido ao rendimento volumétrico. Considerando a expansão da matriz polimérica na extrusão, um filamento de PLA de baixa densidade pode imprimir, em volume, 2 vezes mais do que um filamento típico de PLA.

2.4 Aeronaves Remotamente Pilotadas - ARPs

Segundo a Circular de Informações Aéreas AIC N 21/10, um ARP é caracterizado como qualquer aeronave projetada para operar sem piloto a bordo, porém, há de ser de caráter não recreativo e possuir carga útil embarcada (PECHARROMÁN; VEIGA, 2017). O termo

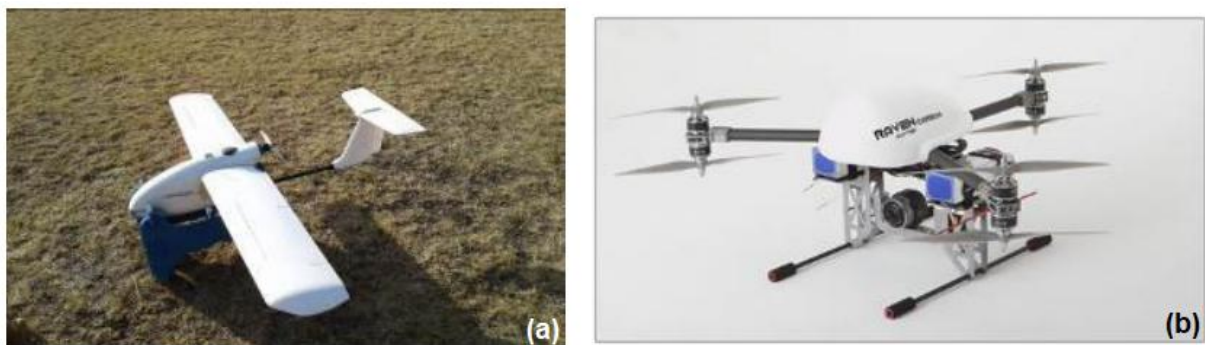
"drone" não é amparado pela legislação e se trata mais de uma forma informal de se referir aos ARPs. Inicialmente desenvolvidos como artefatos bélicos, atualmente os ARPs desenvolvem inúmeras funções em diversos setores.

Devido à grande variedade de configurações diferentes, há muita discussão sobre a classificação dessas aeronaves. Não havendo uma norma internacional para padronização das diferentes configurações, cabe a cada país a definição do tipo de classificação que irá utilizar. Três grandes grupos de especificação são bastante utilizados quando há a necessidade de se identificar um ARP, são eles a classificação por tipo de asa, por tamanho e, também, por peso da aeronave.

A classificação por tipo de asa se dá entre os ARPs de asas fixas e os de asas rotativas. Asas fixas apresentam boa autonomia de voo e podem cobrir longas áreas durante uma única viagem. Além disso, se assemelham aos aviões civis tradicionais (ver Figura 9) e precisam de deslocamento horizontal para realizarem aterrizações e decolagens (RAMESH; MURUGA LAL JEYAN, 2022). Mais semelhantes aos helicópteros, os ARPs de asas rotativas conseguem decolar e aterrizar verticalmente. Ademais, conseguem pairar em uma posição no espaço, o que permite missões em lugares fechados (RAMESH; MURUGA LAL JEYAN, 2022). Por outro lado não apresentam grande autonomia de voo, não contando com a sustentação aerodinâmica que os ARPs de asas fixas têm.

Figura 9 – Configurações de ARPs.

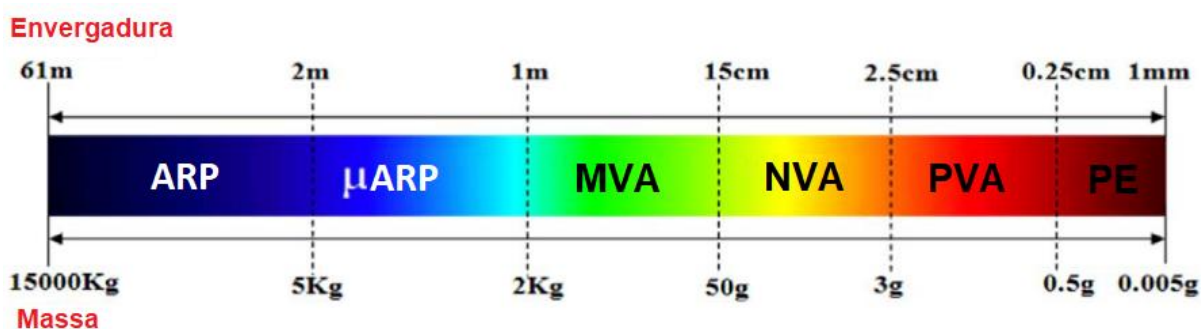
(a) ARP de asas fixas. (b) ARP de asas rotativas.



Fonte: (BOON; DRIJFHOUT; TESFAMICHAEL, 2017).

A classificação proposta por (HASSANALIAN; ABDELKEFI, 2017) define um espectro desde o maior, Aeronave Remotamente Pilotada (ARP), que chega a 15000kg e 61m de envergadura, até o pequenino Poeira Esperta (PE), com 1mm de envergadura e 0.005g. Entre essas duas categorias se encontram os 4 tipos restantes, sendo, em ordem decrescente: o Micro ARP (μ ARP), Micro Veículo Aéreo (MVA), Nano Veículo Aéreo (NVA) e Pico Veículo Aéreo (PVA) (HASSANALIAN; ABDELKEFI, 2017), conforme Figura 10. De acordo com o espectro desenvolvido pelos autores, um mesmo ARP pode ocupar duas categorias, a depender de sua envergadura e sua massa.

Figura 10 – Espectro de ARPs classificados por peso e envergadura.



Fonte: (HASSANALIAN; ABDELKEFI, 2017).

2.5 Utilização da MA em ARPs de asas fixas

Em 2009, um estudo da Universidade de Southampton gerou a primeira aeronave impressa em 3D. O modelo, batizado SULSA (ver Figura 11), levou 5 dias para ser construído utilizando a técnica de MA denominada SLS, e apresentava 2 metros de envergadura e uma velocidade máxima de 160 km/h. Os pesquisadores, além de demonstrarem pelo estudo a viabilidade da MA como uma técnica de manufatura de ARPs, salientaram também que esta era uma maneira vantajosa para a fabricação de pequenos ARPs. Isso se dá pela facilidade de se fabricar aeronaves com forma elíptica da asa em planta, conhecido por suas vantagens estruturais e aerodinâmicas, característica difícil de replicar pelos métodos convencionais de fabricação de ARPs (BANFIELD, 2013).

Figura 11 – Southampton Laser Sintered Aircraft (SULSA).



Fonte: (BANFIELD, 2013).

Em 2012, um ARP de asas fixas de 2 metros de envergadura e uma velocidade de cruzeiro de 72 km/h foi apresentado pela Universidade da Virgínia (BANFIELD, 2013). Diferente do SULSA, inteiramente fabricado por impressão 3D, o modelo apresentado utilizava algumas técnicas convencionais de construção, como suportes de trem de pouso em alumínio e pneus de borracha, conforme Figura 12. Apesar de citarem a utilização de um plástico de "baixo peso", o design do corpo da aeronave apresentava furos, provavelmente voltado para uma redução do tempo de impressão e, principalmente, do peso da aeronave. Após a construção, os autores envolveram todo o corpo da aeronave com um envólucro filme para manter a aerodinâmica do ARP.

Figura 12 – Wendy, aeronave construída pela Universidade da Virgínia.



Fontes: (BANFIELD, 2013; UVATODAY, 2012).

Em 2014 a Universidade de Sheffield apresentou um ARP por impressão 3D, apresentado na Figura 13. Nomeado AMRC, a aeronave foi construída utilizando ABS, pelo processo de FDM. Com uma envergadura de 1,5m a aeronave apresentava 2kg de massa. Os autores revelaram que a escolha por um ARP de asas fixas do tipo asa voadora foi benéfica pois, assim, não precisariam de qualquer tipo de suporte para imprimir quaisquer uma das partes do aeromodelo. Em um modelo de asa voadora, o ARP foi impresso em partes que se encaixavam, sem a necessidade de ferramentas para montagem. O tempo de impressão foi de 31 horas. Segundo os autores, em voo a aeronave apresentou boa estabilidade e pouco ruído aerodinâmico, o que indica um design de asa apropriado (AMRC, 2022).

Em um trabalho de 2017, Kujawa projetou asas impressas em 3D para um ARP de isopor (KUJAWA, 2017). O aeromodelo apresenta asas de 800mm de envergadura e 180mm de corda. A asa original, também de isopor, é reforçada com uma longarina de madeira e é coberta por fita plástica. A escolha do autor por uma aeronave de pequena envergadura segue a linha das mostradas anteriormente e se justifica pelo menor tempo de impressão e montagem. Já que a área de impressão é limitada, a asa foi dividida em 5 partes e foi impressa pelo processo de FDM. O diâmetro do bico de extrusão utilizado foi de 0.3mm e a espessura da camada foi configurada para 0.2mm. A asa foi impressa com 0% de enchimento. Assim, apenas a camada mais externa foi impressa. O autor preferiu utilizar duas longarinas de fibra de carbono para aumentar a resistência estrutural da aeronave e facilitar a montagem das partes da asa. Cada

Figura 13 – AMRC, asa voadora projetada pela Universidade de Sheffield.



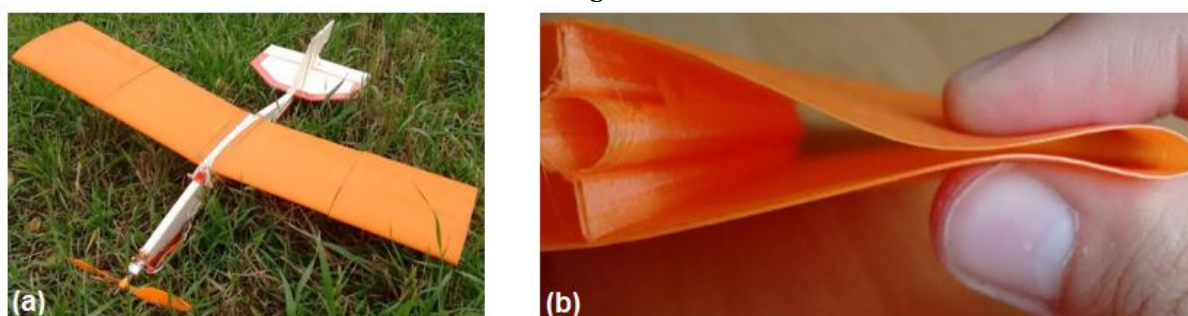
Fonte: (AMRC, 2022).

parte levou 4,5 horas para impressão. Assim, uma asa foi impressa em aproximadamente 20 horas.

Foram realizadas duas tentativas de impressão das asas, uma com PLA e outra com ABS. Por se tratar de uma parede fina (0,3mm) e o ABS ter alto coeficiente de expansão térmica, durante o resfriamento ocorreram trincas entre as camadas de deposição de material inviabilizando a construção da asa com esse tipo de material (ver Figura 15). O autor ressaltou a capacidade do PLA se deformar e voltar a sua forma original assim que a carga é retirada, como mostrado na Figura 14.

Figura 14 – Detalhe aeronave impressa por KUJAWA, 2017.

(a) Aeromodelo de Kujawa antes do voo. (b) Capacidade de deformar e voltar a sua forma original.



Fonte: (KUJAWA, 2017).

O principal ponto ressaltado pelo autor foi o peso de 207g da asa, 2,5 vezes mais pesada que a original em isopor (KUJAWA, 2017). Por conta desse aumento do peso, foi necessária a mudança da hélice, aumentando a potência e, conseqüentemente, reduzindo a autonomia

de voo da aeronave. Dada a resistência mecânica do PLA, o pouso, realizado num gramado com plantas e outros obstáculos, foi bem sucedido.

Figura 15 – Tentativa da impressão da asa utilizando ABS.



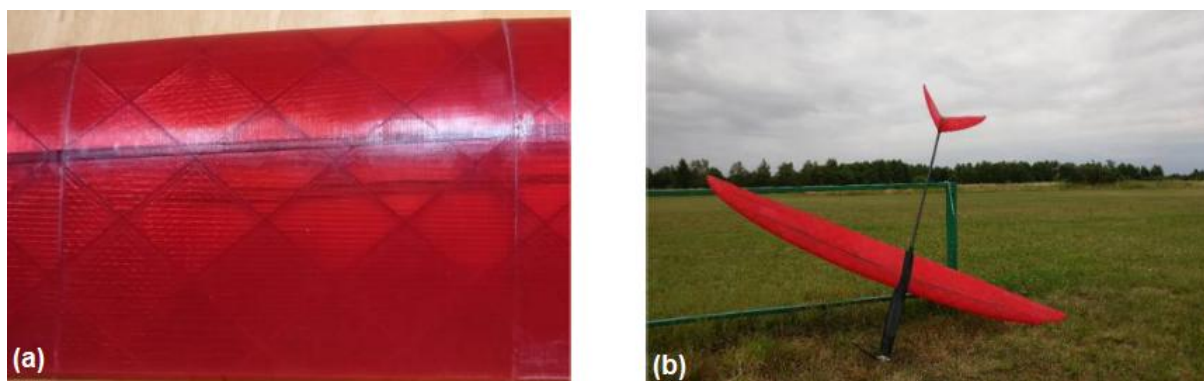
Fonte: (KUJAWA, 2017).

Skawinski e Grabowski projetaram um ARP de asas fixas da configuração Glider, com uma envergadura de 1,6m. O aeromodelo foi impresso pelo método FDM. Foram testados 5 materiais para impressão: PLA, ABS, *polyethyelene terephthalate* (PET), *nylon* (PA12) e *polycarbonate* (PC). Apesar de apresentar a melhor qualidade de superfície, sem vazamentos de água ou bolsa de ar na estrutura, boas propriedades mecânicas e adesão entre camadas, o PLA foi descartado por, segundo os autores, ser um material rígido, deformando-se muito pouco antes da falha (SKAWIŃSKI; GOETZENDORF-GRABOWSKI, 2019). O material escolhido foi o PET, por apresentar facilidade de impressão e boas propriedades mecânicas.

A espessura da asa foi testada para valores de 0,8mm (duas camadas com um bico de 0,4mm), 0,6mm (bico de 0,3mm) e 0,4mm (bico de 0,2mm). Pelos testes os autores utilizaram um espessura da asa de 0,6mm alegando inconsistências na espessura de 0,4mm. A fuselagem era composta por material impresso e uma haste de fibra de carbono. As asas contavam com nervuras angulares para evitar a utilização de suporte na impressão. O processo de impressão levou 65 horas, já a configuração do *software* de fatiamento e montagem da aeronave levou 10 horas.

O aeromodelo apresentou bom desempenho nos testes de voo e características aerodinâmicas, alegando grande possibilidade de velocidade de voo e condições de estol previsíveis (SKAWIŃSKI; GOETZENDORF-GRABOWSKI, 2019).

Figura 16 – (a) Detalhe da estrutura da asa. (b) Aeromodelo construído.



Fonte: (SKAWIŃSKI; GOETZENDORF-GRABOWSKI, 2019).

Finalmente, os autores concluíram garantindo a viabilidade do uso da MA para construção de estruturas de aeromodelos, salientaram também que avanços nas técnicas de FDM podem ajudar a construir modelos mais leves e resistentes, capazes de competir com os tradicionais modelos de balsa ou isopor (SKAWIŃSKI; GOETZENDORF-GRABOWSKI, 2019).

3 METODOLOGIA

Essa seção apresenta todo o processo para a realização deste trabalho. Primeiramente será demonstrado o método para caracterização do filamento de baixa densidade. Então, serão demonstrados critérios de escolha e características do ARP padrão, utilizado como modelo para mudança de estrutura. Em seguida, será explicitado como os cálculos estruturais das novas longarinas foram realizados e, finalmente, a realização dos cálculos de desempenho do novo modelo proposto.

3.1 Caracterização do Filamento LW-PLA

Num primeiro momento houve a aquisição do filamento LW-PLA, mostrado na Figura 17, fabricado pela eSUN®. A própria fabricante descreve esse filamento como especialmente desenvolvido para aerodelismo, com uso de tecnologia de espumamento ativo para se alcançar modelos PLA leves e de baixa densidade (ESUN, 2022).

Figura 17 – Filamento eSUN LW-PLA.



Fonte: (ESUN, 2022).

Não há na literatura muitos estudos caracterizando esse tipo de filamento, principalmente quando se considera impressoras 3D de baixo custo. Geralmente, os estudos que citam PLAs de baixa densidade se concentram no método de fabricação dos mesmos, e não na caracterização deles. Em junho de 2022, (YOUSEFI KANANI; RENNIE; ABD RAHIM, 2022) avaliaram a influência dos parâmetros de taxa de extrusão, temperatura, orientação e porcentagem de enchimento num LW-PLA, da marca Colorfabb® (YOUSEFI KANANI; RENNIE; ABD RAHIM, 2022). Porém, o filamento estudado apresenta diferenças cruciais em relação ao analisado neste trabalho, como, por exemplo, temperatura diferente na qual ocorre a maior taxa de formação de espuma.

O LW-PLA da eSUN® é um filamento de 1,75mm de diâmetro e o carretel apresenta 1kg de filamento. O tipo de agente supercrítico, bem como a quantidade utilizada no filamento não são informadas. Os corpos de prova, que seguiram a padronização ASTM D638 tipo IV, desenho representado na Figura 18, foram desenhados no software SolidWorks onde foi gerado um arquivo de extensão STL. O software de fatiamento utilizado foi o CURA 3D, da Creality®. Nele foram configurados os parâmetros de impressão descritos na Tabela 2. Os corpos de prova foram impressos numa impressora do modelo Ender 3, da marca Creality® (ver Figura 19).

Figura 18 – Padronização ASTM D638 Type IV.

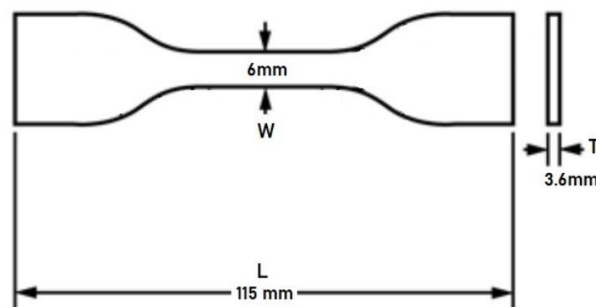
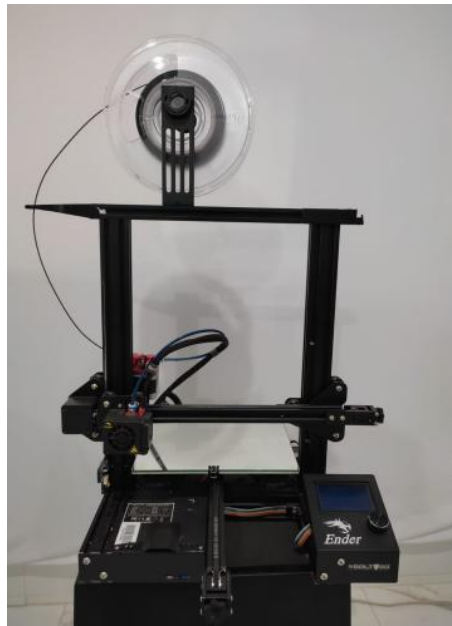


Figura 19 – Creality Ender 3 utilizada para caracterização do LW-PLA.



Como mostrado na Tabela 2, alguns parâmetros, comuns a todos os corpos de prova, foram configurados no CURA 3D. Os corpos de prova foram impressos em 5 grupos de 5. A temperatura do bico de impressão variou de 210°C a 250°C para cada grupo. O fabricante sugere uma taxa de extrusão que varia de acordo com a temperatura do bico de extrusão, que foi o parâmetro analisado no experimento. Estes valores constam na Tabela 3.

Tabela 2 – Parâmetros fixos.

Espessura de camada (mm)	0,2
Porcentagem de preenchimento (%)	20
Padrão de preenchimento	Triangular
Temperatura da mesa de aquecimento (°C)	60
Diâmetro do bico de extrusão (mm)	0,4

Tabela 3 – Variação da taxa de extrusão com a temperatura do bico de extrusão.

Temperatura do bico de extrusão (°C)	210	220	230	240	250
Taxa de extrusão (%)	100	90	75	55	50

Para os testes de tensão, foi utilizada uma máquina universal de testes Oswaldo Filizola BME-20kN. O tempo de aquisição de dados foi configurado para 300/min e a velocidade de teste foi de 50mm/min. Todos os corpos de prova foram submetidos aos testes de tração. Alguns corpos após o ensaio constam na Figura 20. O ponto de maior tensão foi identificado para que, assim, a influência do parâmetro nas propriedades analisadas fosse estudada.

Figura 20 – Corpos de prova após os testes de tensão.



3.1.1 Análise de Variância

Para a análise de impacto da temperatura de extrusão na massa dos corpos de prova e nos valores de resistência mecânica, foi utilizado o teste de Análise de Variância (ANOVA). A ANOVA pode ser utilizada para testar hipóteses sobre os principais efeitos de um fator entre um grupo de médias (MONTGOMERY; RUNGER; HUBELE, 2010; MONTGOMERY; RUNGER, 2018).

Considerando um número m de tratamentos de um fator estudado e n observações para cada tratamento, pode-se elaborar a Tabela 4 abaixo:

Tabela 4 – m tratamentos de um fator observado

Tratamentos	Observações				Totais	Médias
1	y_{11}	y_{12}	...	y_{1n}	$\sum y_{1.}$	$\bar{y}_1.$
2	y_{21}	y_{22}	...	y_{2n}	$\sum y_{2.}$	$\bar{y}_2.$
...
m	y_{m1}	y_{m2}	...	y_{mn}	$\sum y_{m.}$	$\bar{y}_m.$
					$\sum y_{..}$	$\bar{y}_{..}$

A hipótese nula determina que cada observação consiste de uma média global mais um erro aleatório. Sendo assim, uma confirmação da hipótese nula diz que mudar o fator de tratamento não afeta a resposta média. Há uma divisão da variância das amostras em duas: a variância relacionada a cada tratamento e a variância média. Assim, tem-se $y_i.$ como a representação do total de observações dentro de um i -ésimo tratamento, e $\bar{y}_i.$ a representação da média de observações dentro do i -ésimo tratamento.

$$y_i. = \sum_{j=1}^n y_{ij} \quad (3.1)$$

$$\bar{y}_i. = \frac{y_i.}{n} \quad (3.2)$$

onde, $i = 1, 2, \dots, m$.

De maneira geral, $y_{..}$ representa o total de todas as observações ($N = am$) e $\bar{y}_{..}$ a média de todas as observações.

$$y_{..} = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n y_{ij} \quad (3.3)$$

$$\bar{y}_{..} = \frac{y_{..}}{N} \quad (3.4)$$

onde, $N = a.m$.

A variância total dos dados é dada pela soma quadrática total:

$$SS_T = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{..})^2 \quad (3.5)$$

Assim, a soma quadrática total é a soma quadrática dos tratamentos mais a soma quadrática dos erros:

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{..})^2 = n \sum_{i=1}^m (\bar{y}_{i.} - \bar{y}_{..})^2 + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i.})^2$$

$$SS_T = SS_{Treat} + SS_{Error} \quad (3.6)$$

Similarmente, o total de graus de liberdade é a soma dos graus de liberdade dos tratamentos e dos erros:

$$mn - 1 = (m - 1) + m(m - 1)$$

$$DF_{Total} = DF_{Treat} + DF_{Error} \quad (3.7)$$

A média quadrática dos tratamentos é dada pela divisão da soma dos quadrados pelo seu respectivo grau de liberdade.

$$MS_{Treat} = \frac{SS_{Treat}}{m - 1} \quad (3.8)$$

$$MS_{Error} = \frac{SS_{Error}}{m \cdot (n - 1)} \quad (3.9)$$

Finalmente, a divisão entre as médias quadráticas do tratamento e dos erros resulta no F calculado. O F calculado é comparado com o F crítico (consultado na Tabela F, o F crítico é uma função da significância e do grau de liberdade). Se o F calculado é maior que o F crítico, a hipótese nula é rejeitada.

$$F_0 = \frac{MS_{Treat}}{MS_{Error}} \quad (3.10)$$

A Tabela ANOVA contém a fonte, a soma quadrática (SQ), os graus de liberdade (DF), a média quadrática (MQ), o F e o F crítico:

3.2 Escolha do ARP padrão

A escolha do ARP padrão foi baseada em critérios claros:

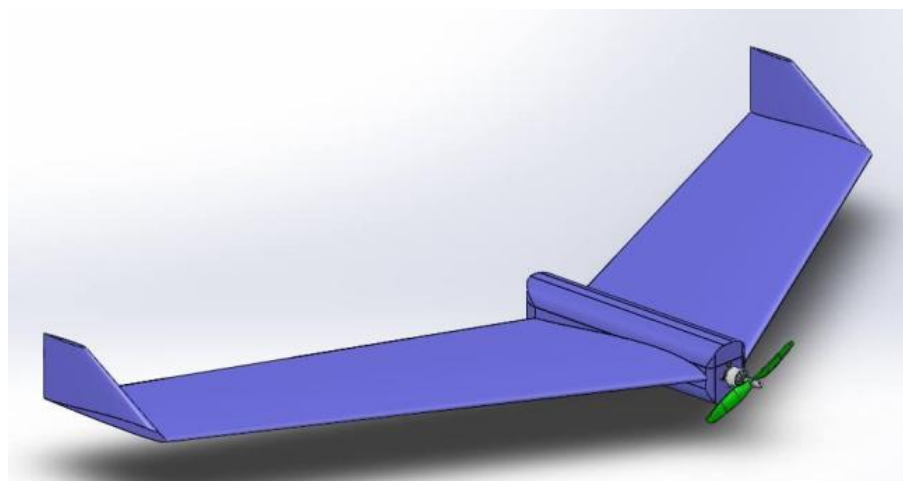
Tabela 5 – ANOVA

Fonte	SQ	DF	MQ	F	F Crítico
Tratamentos	SS_{Treat}	$m - 1$	$MS_{Treat}^2 = \frac{SS_{Treat}}{m-1}$	$\frac{MS_{Treat}}{MS_E}$	Tabelado
Erro	SS_E	$m(n - 1)$	$MS_E^2 = \frac{SS_{Error}}{m(n-1)}$		
Total	SS_T	$m.n - 1$			

- Configuração do tipo asa voadora, visando a não utilização de suportes;
- Envergadura menor que 2 metros, diminuindo tempo de impressão e montagem;
- Capacidade de carga para uma pequena câmera;
- Grande detalhamento de construção e dados da aeronave, facilitando a comparação entre os dois modelos.

Um projeto de ARP feito no Egito em 2016 preencheu os requisitos necessários para se tornar a aeronave modelo. Hamada et al. projetaram o SU-H16 (Figura 21), uma asa voadora de propulsão elétrica, envergadura de 1,55 metros e 1050 gramas de massa total. As vistas do aeromodelo e os dados de desempenho aerodinâmico, bem como outras informações, tornaram possível o design da aeronave no SolidWorks e também a comparação de desempenho após a mudança estrutural. O SU-H16 utiliza espuma depreon como material base da estrutura. A ficha técnica do modelo se encontra em anexo neste trabalho.

Figura 21 – Design do SU-H16



Fonte: (HAMADA; SULTAN; ABDELRAHMAN, 2018).

3.3 Cálculos estruturais da longarina

Em voo equilibrado, a redução da massa estrutural da aeronave exige uma menor força de sustentação para anular o peso. Assim, a longarina precisaria resistir a um menor esforço

que a original. Foi, então, necessário dimensionar as novas longarinas para o ARP. Por não se ter as dimensões da longarina utilizada no SU-H16, primeiramente foi arbitrada uma longarina para os dados de tabela do próprio SU-H16.

3.3.1 Diagrama V-n

O diagrama V-n é uma representação gráfica onde se pode verificar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de voo e do fator de carga n ao qual o avião está submetido (QUEIROZ; MIRANDA; RODRIGUES, 2009). O fator de carga é dado pela razão entre a sustentação e o peso ($n = L/W$). Um fator de carga $n = 2$ indicaria que a estrutura da aeronave está sujeita a uma força de 2 vezes seu peso. Nessa situação a sustentação teria o dobro do valor do peso.

Os fatores de carga podem assumir valores positivos ou negativos. Tais valores variam de acordo com o modelo e a missão da aeronave em questão, como mostrado na Tabela 6.

Tabela 6 – Fatores de carga máximos.

Modelo e aplicação	$n_{máx}$	$n_{máx}$
Pequeno porte	$2,5 \leq n_{máx} \leq 3,8$	$-1 \leq n_{máx} \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n_{máx} \leq 4$	$-1 \leq n_{máx} \leq -2$
Caças militares	$6,5 \leq n_{máx} \leq 9$	$-3 \leq n_{máx} \leq -6$

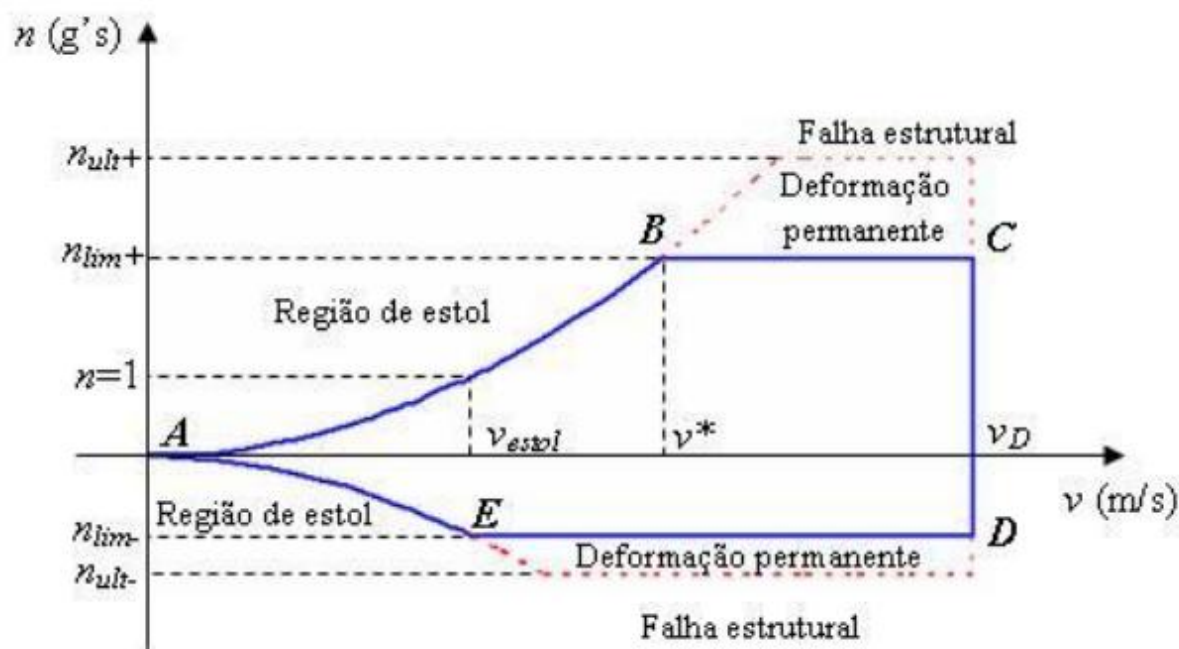
(RODRIGUES, 2013)

Pela natureza de uma aeronave, usualmente os limites de fator de carga negativo são mais suaves que os limites positivos. A recomendação é que o valor de carga negativo seja de pelo menos 0,4 vezes o fator de carga positivo (FAR, 2016).

Além dos fatores de carga limites positivo e negativo, há de se considerar os fatores de carga últimos. Tais valores representam a fronteira onde se ocorre uma deformação permanente, valores de carga entre o limite (n_{lim}) e o último (n_{ult}), e uma falha estrutural, em valores de carga maiores que o último (ver Figura 22). A recomendação do valor de carga último é de 1,5 vezes o valor limite (FAR, 2016).

Neste trabalho o diagrama V-n de manobra levará em consideração, principalmente, 3 velocidades. A velocidade de estol é a menor velocidade em que a aeronave mantém voo nivelado e é calculada por $V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$. A velocidade de manobra é dada pela multiplicação da velocidade de estol pela raiz do fator de carga $V^* = V_{estol} \sqrt{n_{max}}$. Por fim, a velocidade de mergulho (V_D) geralmente é cerca de 25% maior que a velocidade na qual a aeronave é capaz de manter voo nivelado (FAR, 2016).

Figura 22 – Diagrama V-n.



(QUEIROZ; MIRANDA; RODRIGUES, 2009)

3.3.2 Distribuição da sustentação, peso e arrasto ao longo da asa

Para o cálculo da sustentação ao longo da asa, foi utilizado o método de Stender. O método de Stender propõe que a distribuição das forças de sustentação ao longo da envergadura de um avião é proporcional às áreas de uma asa imaginária, na qual suas cordas são a corda média geométrica das cordas reais e das cordas de uma asa elíptica de mesma área e envergadura, como mostrado na Figura 23 (AMORIM, WANDERLEY; SANTOS, 2018).

Assim, a corda de Stender se dá:

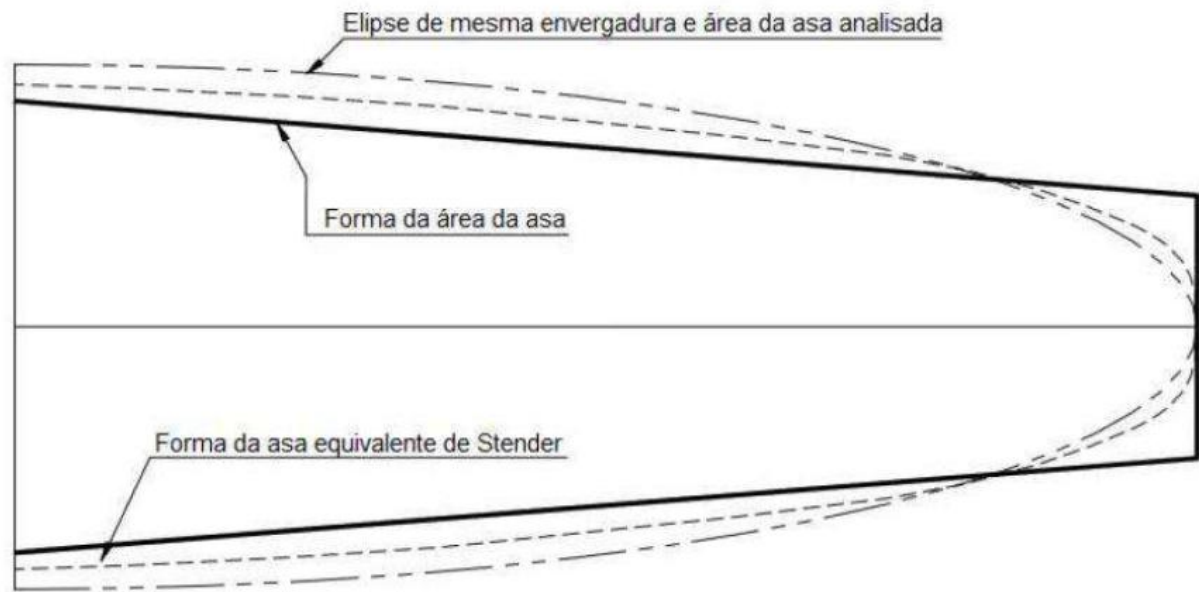
$$C_S = \sqrt{C_g C_e} \quad (3.11)$$

Onde:

- C_S - Corda da Asa de Stender
- C_g - Corda da Asa Real
- C_e - Corda da elipse de mesma área e envergadura da asa real

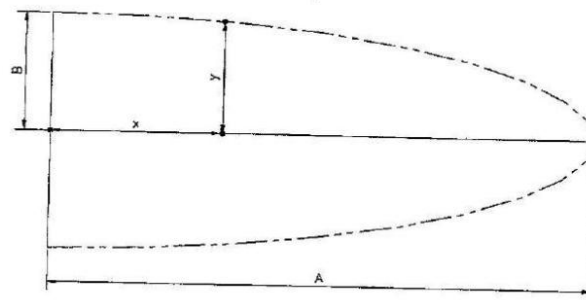
Tem-se uma elipse, como mostrado na Figura 24. Da equação dessa forma geométrica,

Figura 23 – Asas consideradas no método de Stender.



Fonte: (AMORIM, WANDERLEY;SANTOS, 2018).

Figura 24 – Meia asa elíptica.



Fonte: (AMORIM, WANDERLEY;SANTOS, 2018).

sabe-se:

$$\frac{X^2}{A^2} + \frac{Y^2}{B^2} = 1 \quad (3.12)$$

Onde a área é:

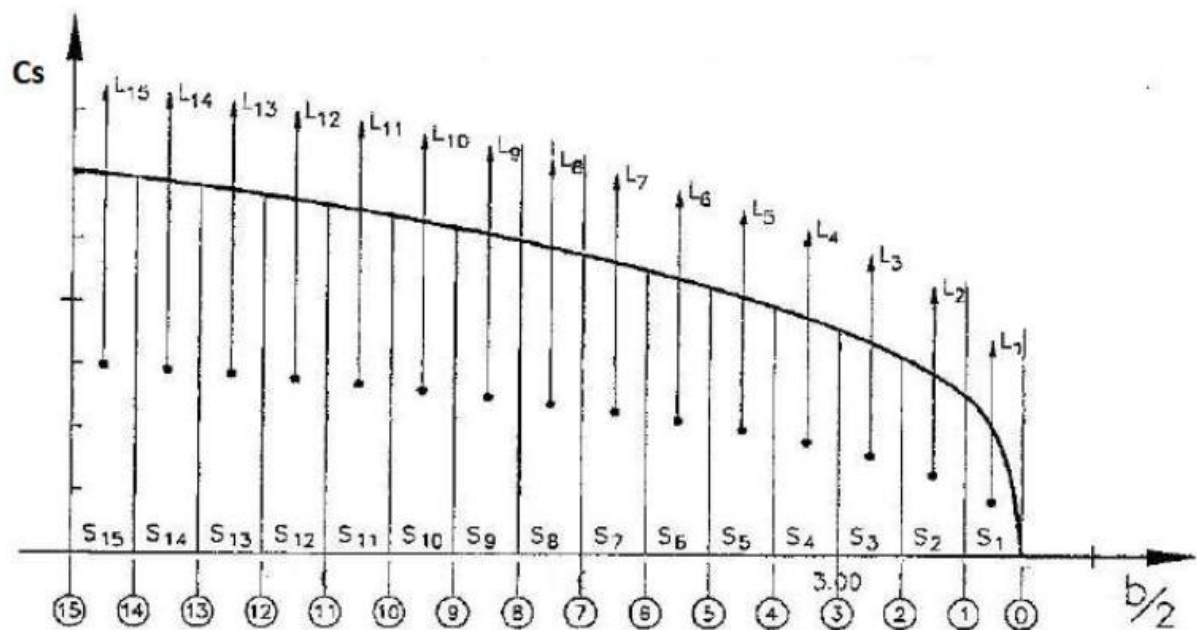
$$S = \pi AB \quad (3.13)$$

E a corda da elipse:

$$C_e = 2Y \quad (3.14)$$

Da equação 3.11 calculam-se as cordas de Stender. Divide-se a asa de Stender em áreas de igual largura e, então, a sustentação será distribuída ao longo da asa de maneira proporcional a essas áreas, como ilustrado na Figura 25.

Figura 25 – Distribuição das sustentações na asa de Stender.



Fonte: (AMORIM, WANDERLEY;SANTOS, 2018).

A massa total da asa voadora (considerando meia asa para cálculos) foi dividida em 4 partes: massa da asa, da fuselagem, das nervuras e dos winglets. Para o SU-H16 foi considerado o valor de 610g que consta na ficha técnica, porém, nos cálculos para a estrutura da aeronave proposta impressa em LW-PLA, considerar-se-á a massa de impressão de cada parte. Assim:

$$m_{totasa} = m_{asa} + m_{fus} + m_{rib} + m_{win} \quad (3.15)$$

A longarina escolhida foi tubular de fibra de carbono e os cálculos pertinentes à sua geometria foram realizados considerando uma densidade da fibra de carbono de 1800 kg/m³. Como a longarina faz parte da estrutura da aeronave, a massa estrutural total de meia asa se dá:

$$m_{esttot} = m_{totasa} + m_{long} \quad (3.16)$$

O peso estrutural será a massa estrutural total multiplicada pela gravidade. O peso estrutural também é dividido proporcionalmente às cordas dos segmentos de área da asa de Stender.

Finalmente, o arrasto é calculado pela equação abaixo. Os dados necessários de coeficiente de arrasto e velocidade de cruzeiro são provenientes dos testes em voo do SU-H16. Assim:

$$D = \frac{1}{2} C_d \rho_{\infty} (vel^2) S \quad (3.17)$$

Onde:

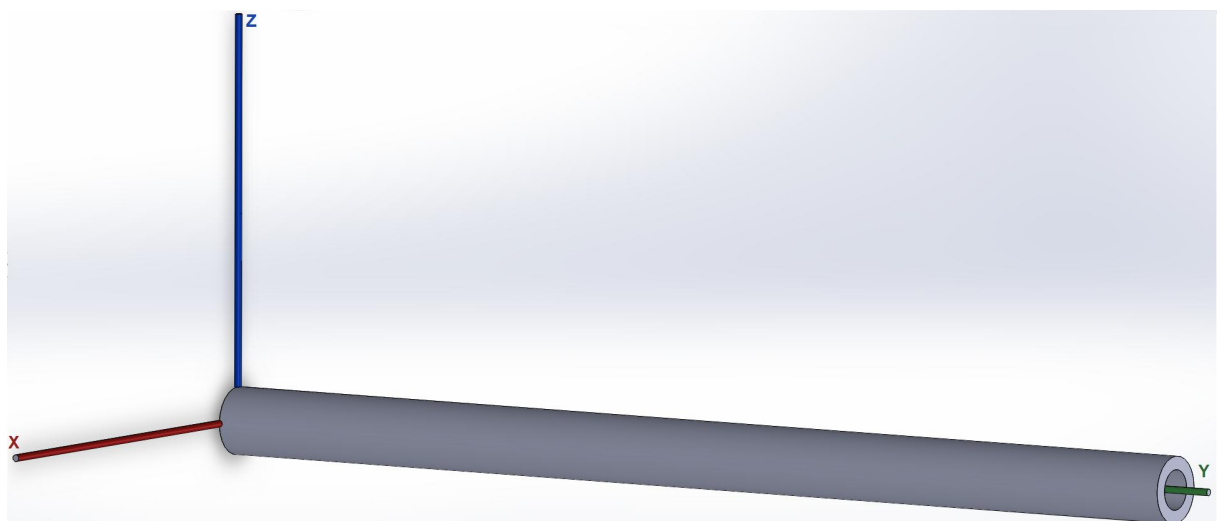
- D_{max} - Arrasto máximo em cruzeiro
- C_d - Coeficiente de arrasto
- ρ_{∞} - Massa específica do ar
- vel - Velocidade de cruzeiro da aeronave
- S - Área da asa

Com as distribuições de peso, sustentação e arrasto na asa, os esforços cortantes e os momentos fletores, necessários para o dimensionamento da longarina, podem ser calculados.

3.3.3 Um problema de viga

Basicamente, o que se tem agora é um problema de viga onde há uma distribuição de forças e momentos ao longo da longarina em forma de tubo (ver Figura 26).

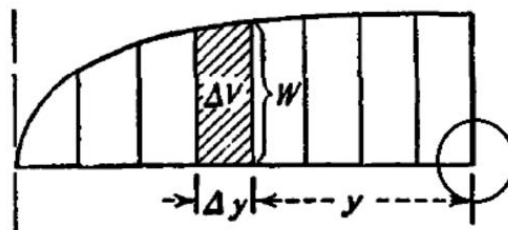
Figura 26 – Longarina como viga.



Para o cálculo dos esforços internos de momento e cortantes, cria-se uma tabela de dados, como exemplificado na Tabela 7, com as seguintes colunas:

- Coluna 1: Distância da linha central da asa voadora;
A distância do início do segmento até a linha central da aeronave.
- Coluna 2: Distribuição da carga aerodinâmica vertical por segmento de área;
A carga aerodinâmica vertical, no eixo Z, é a subtração da sustentação, agindo no sentido positivo de Z, em relação ao peso da aeronave, agindo em sentido negativo nesse eixo.
- Coluna 3: Distância entre segmentos de área. $\Delta y = y_{i+1} - y_i$;
A distância entre segmentos de área ao longo do eixo Y.
- Coluna 4: Cisalhamento da área imediatamente à esquerda. Dado por $\Delta V = \frac{w_i + w_{i+1}}{2} \Delta y$;
Cisalhamento dado pela área sob a curva da resultante de carregamento à esquerda do ponto, como ilustrado na Figura 27.

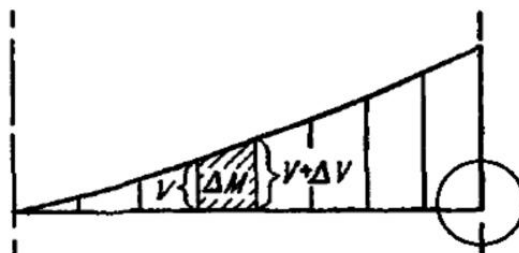
Figura 27 – Cálculo do cisalhamento.



Fonte: (PEERY, 2011).

- Coluna 5: Somatório cumulativo do cisalhamento, com a contribuição de cada segmento;
- Coluna 6: Momento fletor obtido como a área abaixo da curva a esquerda do ponto. Dado por $\Delta M = \frac{V_j + V_{j+1}}{2} \Delta y$;
Momento dado pela área sob a curva do cisalhamento à esquerda do ponto, como mostrado na Figura 28.

Figura 28 – Cálculo do momento.



Fonte: (PEERY, 2011).

- Coluna 7: Somatório cumulativo do momento fletor, com a contribuição de cada segmento;

Tabela 7 – Cálculo do cisalhamento em Z e do momento fletor em X.

Segmento	Coluna 1 Distância central (m)	Coluna 2 Intensidade carga (N)	Coluna 3 Distância segmentos (m)	Coluna 4 Incremento cisalhamento (N)	Coluna 5 Cisalhamento (N)	Coluna 6 Incremento momento (N.m)	Coluna 7 Momento fletor (N.m)
1	-	-	-	-	-	-	-
2	-	-	-	-	-	-	-
3	-	-	-	-	-	-	-
etc.	-	-	-	-	-	-	-

Finalmente, o cisalhamento total na direção do eixo Z ao qual a barra está submetida se dá pela soma da coluna 5. O mesmo ocorre com o momento fletor em torno do eixo X, na coluna 7, que se dá pela soma dos momentos fletores de cada segmento.

Os cálculos acima são repetidos para se encontrar os valores da força cortante agindo na longarina na direção X (V_x), e momento fletor em torno do eixo Z (M_z). Nesse ponto, os cálculos restantes são relacionados ao momento torsor em torno do eixo Y (M_y). Pela natureza do carregamento, sabe-se que a força normal em Y (N_Y) é zero.

As cargas de torção nos segmentos da asa são dadas por:

$$M_i = \sum_{i=1}^n \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c} S_i C_m \quad (3.18)$$

Onde:

- \bar{c} - corda média aerodinâmica de cada segmento.
- S_i - Área de cada seção.
- C_m - Coeficiente de momento da asa.

O coeficiente de momento para um ângulo de ataque de 0 graus é -0.0391 (HAMADA; SULTAN; ABDELRAHMAN, 2018). A relação *taper ratio* é dada por $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$. A velocidade foi considerada a de cruzeiro e as cordas médias aerodinâmicas para cada seção foram calculadas como a seguir:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (3.19)$$

Onde:

- c_r - corda da raiz do segmento.
- c_t - corda da ponta do segmento.

O momento torsor de cada segmento foi calculado pela equação 3.18 e, em seguida, o somatório resulta no torque total ao qual a asa esta submetida.

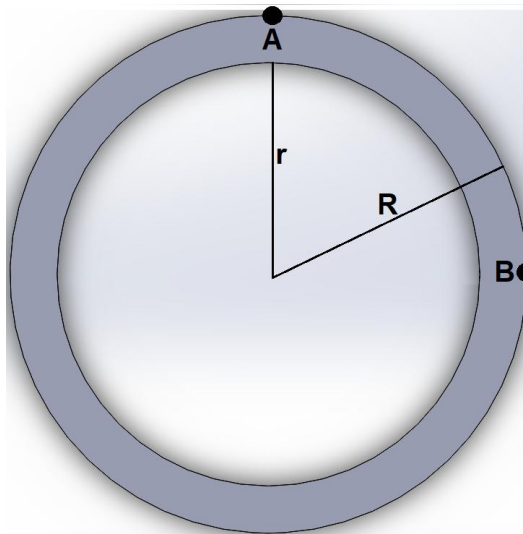
Dessa maneira são calculados os esforços internos agindo na longarina.

3.3.4 Dimensionamento

Com os valores das forças e momentos internos calculados na seção anterior, deu-se início ao dimensionamento da longarina.

Dois pontos críticos foram considerados, como ilustrado na Figura 29:

Figura 29 – Pontos críticos considerados.



A tensão normal em um ponto i qualquer é calculada como se segue:

$$\sigma_i = \frac{N_y}{A} + \frac{M_z X_i}{I} - \frac{M_x Z_i}{I} \quad (3.20)$$

Onde:

- A - Área da seção transversal.

- X_i - Distância do ponto analisado do eixo X.
- Z_i - Distância do ponto analisado do eixo Z.
- I - Segundo momento de inércia.

A tensão cisalhante se dá pela soma das tensões cisalhantes na direção Z e X e também do cisalhamento resultante do torque. Tem-se:

$$\tau_i = \frac{V_z PMAi_Z}{It} + \frac{V_x PMAi_X}{It} + \frac{T\rho}{J} \quad (3.21)$$

Onde:

- τ_i - Tensão cisalhante em um ponto i.
- $PMAi_Z$ - Momento estático de área de um ponto i em relação ao eixo Z.
- $PMAi_X$ - Momento estático de área de um ponto i em relação ao eixo X.
- t - Espessura da seção transversal.
- ρ - Distância do centróide até o ponto de análise.
- J - Momento polar de inércia.

Então, pode-se calcular os valores das tensões normal e cisalhante:

$$Ten_i = \sigma_i F_S F_Q \quad (3.22)$$

$$Cis_i = \tau_i F_S F_Q \quad (3.23)$$

Onde:

- Ten_i - Tensão normal num ponto i.
- Cis_i - Tensão cisalhante num ponto i.
- F_S - Fator de segurança.

- F_Q - Fator de qualidade.

Os valores das tensões normal e cisalhante são então comparados com os limites à resistência da fibra de carbono a esses esforços, a fim de se avaliar se é possível ou não o uso da longarina. Esta variará as dimensões em relação aos raios interno e externo.

3.4 Cálculos de desempenho

Considerando uma redução de massa em relação a SU-H16, os cálculos de desempenho são focados, principalmente, em uma análise de autonomia e alcance máximos de voo, tração e potência do novo ARP. Em um trabalho publicado em 2011, Traub desenvolve uma metodologia para estimar alcance e autonomia de aeronaves elétricas (TRAUB, 2011).

3.4.1 Autonomia e alcance

A autonomia de voo é dada:

$$E = (R_t)^{1-n} \left(\frac{\eta_{tot} VC}{\frac{\rho U^3 S C_{D_0}}{2} + \left(\frac{2W^2 k}{\rho U S} \right)} \right)^n \quad (3.24)$$

Onde:

- R_t - Tempo de descarregamento dado pela capacidade da bateria.
- t - Tempo em horas.
- n - Parâmetro de descarregamento, dependente do tipo de bateria e da temperatura.
- η_{tot} - Eficiência total.
- V - Diferença de potencial.
- C - Número de células da bateria.
- ρ - Massa específica do ar.
- U - Velocidade.
- S - Área alar.
- C_{D_0} - Coeficiente de arrasto em sustentação igual a zero.

- W - Peso da aeronave.
- k - Inclinação da porção linear do gráfico $C_D \times C_L$.

Importante perceber que o denominador da equação 3.24 é exatamente a potência requerida para um voo equilibrado (onde: $L = W = 0.5\rho U^2 S C_L$). Isso se dá pela substituição da equação $C_D = C_{D_0} + kC_L^2$ redimensionalizada pela multiplicação da pressão dinâmica, o que resulta em $D = qS(C_{D_0} + kC_L^2)$. Esta equação redimensionalizada substituída na equação $P_{req} = DU$ resulta no denominador da equação 3.24 (TRAUB, 2011). Isso permite a substituição das equações 3.30 e 3.33 na equação 3.24 mais adiante.

Relações aerodinâmicas indicam as condições para autonomia máxima:

$$C_{D_0} = \frac{kC_L^2}{3} \quad (3.25)$$

e alcance máximo:

$$C_{D_0} = kC_L^2 \quad (3.26)$$

Onde:

- C_L - Coeficiente de sustentação.

Na situação onde há $C_{Lmáx}$, $L = W = \frac{\rho U^2 S C_L}{2}$, pode-se utilizar as equações 3.25 e 3.26 para encontrar as velocidades para máxima autonomia:

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{3C_{D_0}}}} \quad (3.27)$$

e máximo alcance:

$$U_{Ra} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}}} \quad (3.28)$$

Para o cálculo da autonomia máxima calcula-se a velocidade requerida utilizando a equação 3.27. Esse valor de U_E é utilizado na equação 3.24. Para o alcance máximo, a velocidade é calculada pela equação 3.28, então U_R é utilizado na equação 3.24. Assim, o alcance máximo é calculado pela seguinte equação:

$$Ra = EU_R \quad (3.29)$$

Onde:

- E - Valor da autonomia para uma velocidade de alcance máximo

Considerando a potência requerida como o produto do arrasto pela velocidade ($P_{req} = D.U$), expressões específicas para alcance e autonomia máximos podem ser estabelecidas. Para autonomia máxima tem-se um voo em potência mínima, assim, a equação 3.25 é considerada. Substituindo essa relação na expressão da potência requerida, tem-se:

$$P_{req} = \frac{\rho U^3 S (C_{D0} + kC_L^2)}{2} \quad (3.30)$$

Com $C_L = \sqrt{3C_{D0}/k}$ e $L = W = 0.5\rho U^2 S C_L$ para voos equilibrados:

$$P_{req} = \frac{2}{\sqrt{\rho S}} C_{D0}^{1/4} \left(2W \sqrt{\frac{k}{3}} \right)^{3/2} \quad (3.31)$$

Finalmente, substituindo a equação 3.31 na equação 3.24, tem-se a expressão da autonomia máxima, dada em horas:

$$E_{max} = (R_t)^{1-n} \left(\frac{\eta_{tot} V C}{(2/\sqrt{\rho S}) C_{D0}^{1/4} (2W \sqrt{k/3})^{3/2}} \right)^n \quad (3.32)$$

Similarmente, para o alcance máximo considera-se $C_{D0} = kC_L^2$, resultando na seguinte expressão de potência requerida:

$$P_{req} = \frac{1}{\sqrt{\rho S}} C_{D_0}^{1/4} (2W\sqrt{k})^{3/2} \quad (3.33)$$

Substituindo as equações 3.33 e 3.28 na expressão 3.24, obtém-se o alcance máximo, em km:

$$R_{max} = (R_t)^{1-n} \left(\frac{\eta_{tot} VC}{(1/\sqrt{\rho S}) C_{D_0}^{1/4} (2W\sqrt{k})^{3/2}} \right)^n 3.6 \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}}} \quad (3.34)$$

3.4.2 Tração e potência

Considerando o balanço de forças em voo equilibrado, pode-se deduzir que a tração requerida (T_R) é igual aos arrastos parasita e induzido, tem-se:

$$T_R = \frac{\rho_\infty V_\infty^2 S C_{D_0}}{2} + \frac{2kS}{\rho_\infty V_\infty^2} \left(\frac{W}{S} \right)^2 \quad (3.35)$$

Os termos da equação acima são dependentes, ou da polar de arrasto, ou da geometria da aeronave.

A tração disponível T_A , por sua vez, é dependente da fonte de energia e da hélice:

$$T_A = \frac{\eta_p P_s}{V_\infty} \quad (3.36)$$

Onde:

- η_p - Eficiência da hélice.
- P_s - Máxima potência fornecida pelo motor.

A potência requerida pode ser calculada multiplicando-se a tração requerida pela velocidade. Outra forma é calcular os coeficientes de arrasto e sustentação para uma dada velocidade e então usar a relação $P_R = \sqrt{(2W^3 C_D^2) / (\rho_\infty S C_L^3)}$ (HAMADA; SULTAN; ABDELRAHMAN, 2018):

$$P_R = T_R V_\infty \quad (3.37)$$

Já a potência disponível é fornecida nos dados da bateria. É dada pela multiplicação da potência pela eficiência da hélice de passo fixo utilizada:

$$P_A = P_s \eta_p \quad (3.38)$$

Das análises de potência e tração pode-se depreender informações importantes sobre as velocidades máxima, a qual o ARP não poderá exceder por limitação de potência, e mínima da aeronave. No gráfico potência x velocidade, a interseção das curvas de potência requerida e potência disponível informam o valor dessas velocidades. Naturalmente, a interseção à esquerda do gráfico informa a velocidade mínima, enquanto a interseção à direita informa a velocidade máxima. Em relação à velocidade mínima, ela deve ser comparada com a velocidade de estol. Manipulando a equação de equilíbrio dinâmico em voo estável e isolando a velocidade, tem-se:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_L}} \quad (3.39)$$

A velocidade mínima na qual o ARP pode voar é dada numa condição de sustentação máxima, assim:

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_{LMax}}} \quad (3.40)$$

Finalmente, ao final dos cálculos tem-se os valores de autonomia, alcance, potência, tração e velocidades mínima e máxima do ARP estudado.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo versa sobre os resultados encontrados durante o desenvolvimento do trabalho. Os resultados são discutidos à medida em que são apresentados. Os assuntos abordados são a caracterização do LW-PLA, o desenvolvimento dos cálculos de dimensionamento da longarina, fator de impacto na massa estrutural, e, finalmente, os cálculos de desempenho do ARP de estrutura feita por MA.

4.1 LW-PLA

Como abordado na metodologia, foram feitos ensaios de tração para 25 corpos de prova. O parâmetro de impressão analisado foi a temperatura do bico de extrusão, variando 10°C, desde 210°C até 250°C, a cada grupo de 5 corpos de prova. Uma relação satisfatória entre densidade e resistência mecânica é avaliada para escolha da temperatura de bico de extrusão e, conseqüentemente, do material a se utilizar na impressão da estrutura do ARP.

Na Tabela 8, tem-se a relação entre massa e densidade dos corpos de prova, bem como a resistência mecânica deles. Os dados se referem às médias de cada grupo.

Tabela 8 – Resultados coletados dos corpos de prova

Temperatura bico (°C)	Resistência à tração (MPa)	Massa (g)	Volume nominal corpos de prova (mm³)	Densidade (g/cm³)
210	16,3058	3,7	5414,4	0,683362884
220	12,8982	3,3		0,609485816
230	8,8426	2,68		0,494976359
240	6,611	1,9		0,350916076
250	5,6204	1,7		0,313977541

A maior diminuição da massa ocorreu entre as temperaturas de bico de 230°C e 240°C. Entre as temperaturas de 210°C e 250°C obteve-se uma diminuição de 54% da massa. Apesar de também observar uma diminuição da densidade com o aumento da temperatura de extrusão, Kanani et al. (2022) verificaram uma densidade mínima à temperatura de extrusão de 220°C, para temperaturas de 230°C e 240°C, a densidade aumentou (YOUSEFI KANANI; RENNIE; ABD RAHIM, 2022). O tipo e quantidade de agente supercrítico usado na fabricação do filamento, bem como impressora 3D e seus parâmetros de impressão são fatores que podem afetar a massa e, conseqüentemente, a densidade dos corpos de prova (YOUSEFI KANANI; RENNIE; ABD RAHIM, 2022).

A ANOVA dos valores de massa em relação à temperatura do bico de extrusão consta na Tabela 9:

Tabela 9 – ANOVA relativa à massa

Fonte	SQ	DF	MQ	F	F Crítico
Tratamentos	14,9536	4	3,7384	9346	2,866081
Error	0,008	20	0,0004		
Total	14,9616	24			

Vê-se que o valor de 9346 para o F calculado é 3000 vezes maior que o F crítico tabelado de 2,87. Como explorado na metodologia, um valor de F calculado maior que o de F crítico faz com que a hipótese nula, ou seja, uma indicação de igualdade entre as médias, seja rejeitada. Assim, pode-se concluir que a variação da temperatura de extrusão influencia o valor da massa nos modelos feitos em LW-PLA.

Para a continuidade do projeto foi escolhida a temperatura de extrusão de 240°C. O acabamento externo e também a pouca diferença de massa entre os corpos de prova de 240°C e 250°C justificaram a não escolha dessa última temperatura de extrusão.

Em relação aos valores de resistência à tração, como era esperado, houve uma diminuição à medida do aumento da temperatura de extrusão. A maior redução percentual de valores de resistência à tração se deu entre as temperaturas de 220°C e 230°C. Apesar de a resistência à tração sempre diminuir com o aumento da temperatura, as quedas são atenuadas a partir da temperatura de extrusão de 220°C. A Tabela 10 apresenta a tabela ANOVA relacionada à resistência à tração.

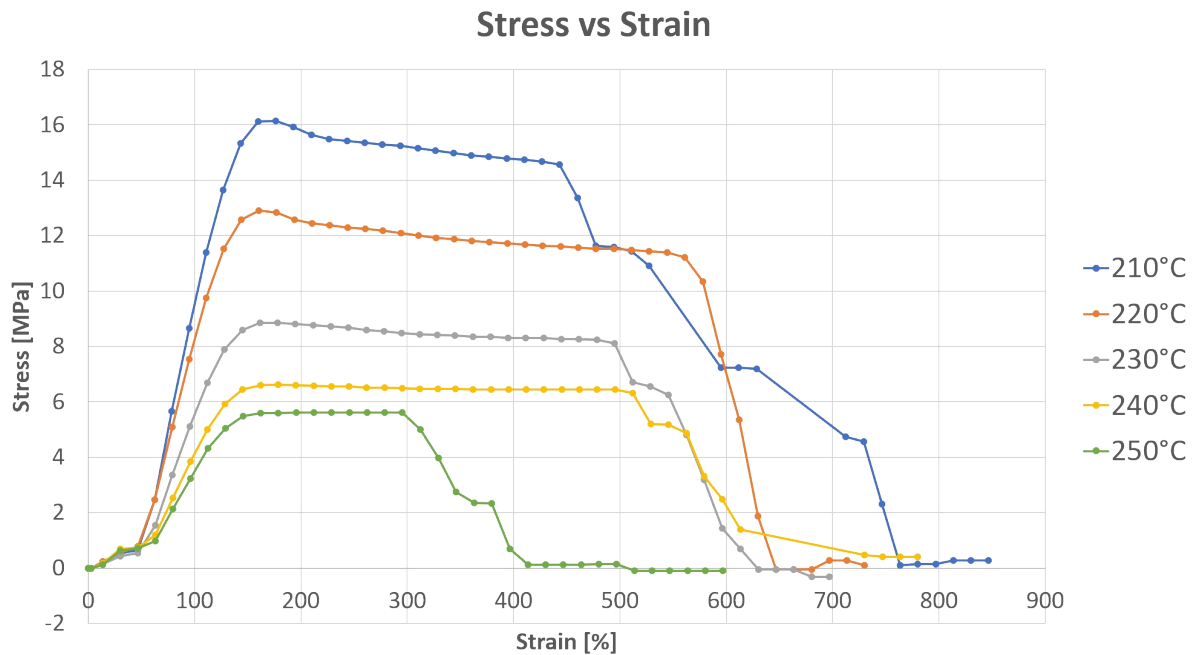
Tabela 10 – ANOVA relativa à resistência à tração

Fonte	SQ	DF	MQ	F	F Crítico
Tratamentos	400,76506	4	100,1913	785,4282	2,866081
Erro	2,551252	20	0,127563		
Total	403,316312	24			

Mais uma vez, o F calculado apresenta valor maior que o F crítico. A hipótese nula é rejeitada e conclui-se um impacto da diferença da temperatura de extrusão na resistência à tração do LW-PLA.

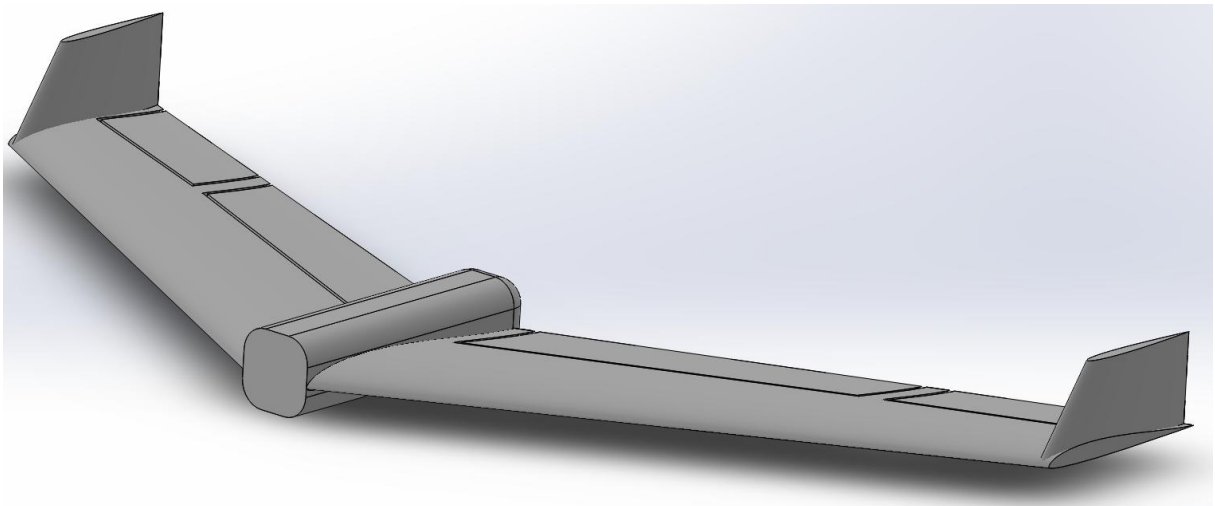
À temperatura de 240°C tem-se uma resistência mecânica de 6,611MPa, valor suficiente para utilização na estrutura do ARP. Materiais como espumas depron, matriz estrutural base do SU-H16, geralmente não ultrapassam 1,5MPa (DOW, 2014; FOAM, 2023). As curvas tensão deformação constam na Figura 30.

Figura 30 – Curvas tensão deformação do LW-PLA.



Com as vistas do SU-H16, foi possível desenhá-lo no SolidWorks (ver Figura 31).

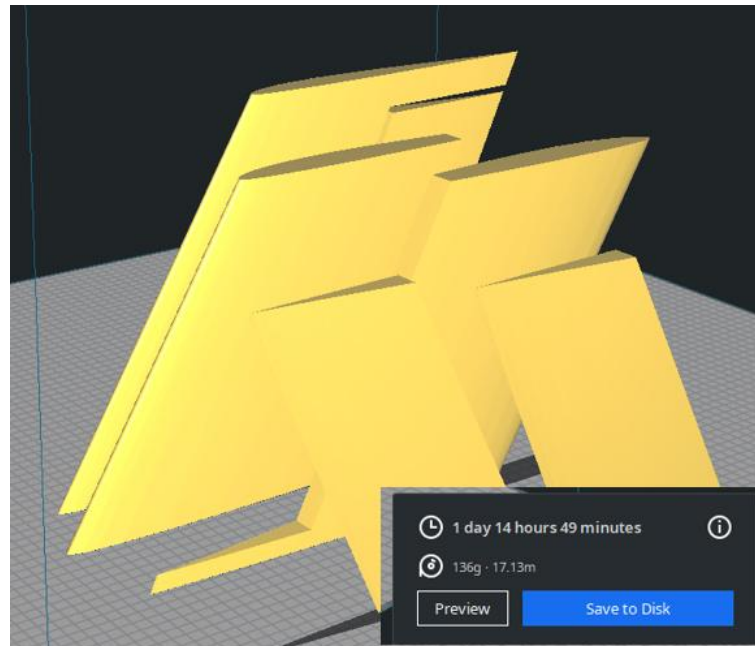
Figura 31 – Desenho do ARP proposto.



Tendo o desenho de todas as partes que compõem a estrutura do ARP, ao exportá-las no formato STL, a estimativa de massa e tempo de impressão de cada parte é mostrada pelo software de fatiamento CURA 3D, como mostrado na Figura 32.

Assim como a asa, foram estimadas as massas de todas as partes estruturais do ARP, totalizando o peso total de impressão. O número de multiplicador indica a quantidade do componente na estrutura do ARP. Todas as nervuras de uma asa seriam impressas de uma só vez, por isso o multiplicador 2. O tempo de impressão total foi de, aproximadamente, 39

Figura 32 – Todas as seções da asa e o tempo de impressão no software CURA 3D.



horas. A massa total estrutural de impressão foi de 450g. Detalhes sobre a impressão e massa de cada componente constam na Tabela 11.

Tabela 11 – Massa e tempo de impressão dos componentes impressos.

Componente	Massa (g)	Multiplicador	Tempo de impressão (h)	Massa total (g)
Asa	136	2	39	272
Fuselagem	74	1	17	74
Winglet	30	2	5	60
Nervuras	22	2	7	44
		Massa Total	136	450

Os parâmetros de impressão para cada parte foram definidos como na Tabela 12.

Tabela 12 – Parâmetros de impressão.

	Asa	Fuselagem	Winglets	Nervuras
Espessura da camada (mm)	0,2	0,2	0,2	0,2
Preenchimento (%)	0	0	2	10
Temperatura de extrusão (°C)	240	240	240	240
Temperatura da mesa (°C)	60	60	60	60
Taxa de extrusão (%)	55	55	55	55
Suporte	Sim	Não	Não	Não

O preenchimento de 2% nos winglets se dá pela falta de nervuras dentro dessa estrutura, assim, esse preenchimento garante mais resistência à peça. Já o enchimento relacionado às nervuras se dá pela função estrutural que elas desempenham. A temperatura de mesa de 60°C garante uma maior adesão da peça à mesa. A temperatura e a taxa de extrusão são

configurações recomendadas pelo fabricante. Somente uma das três partes da asa necessitará de suporte. A espessura da camada de 0,2mm garante boa adesão entre as camadas e mantém o tempo de impressão. Espessuras menores aumentam o tempo de fabricação da peça.

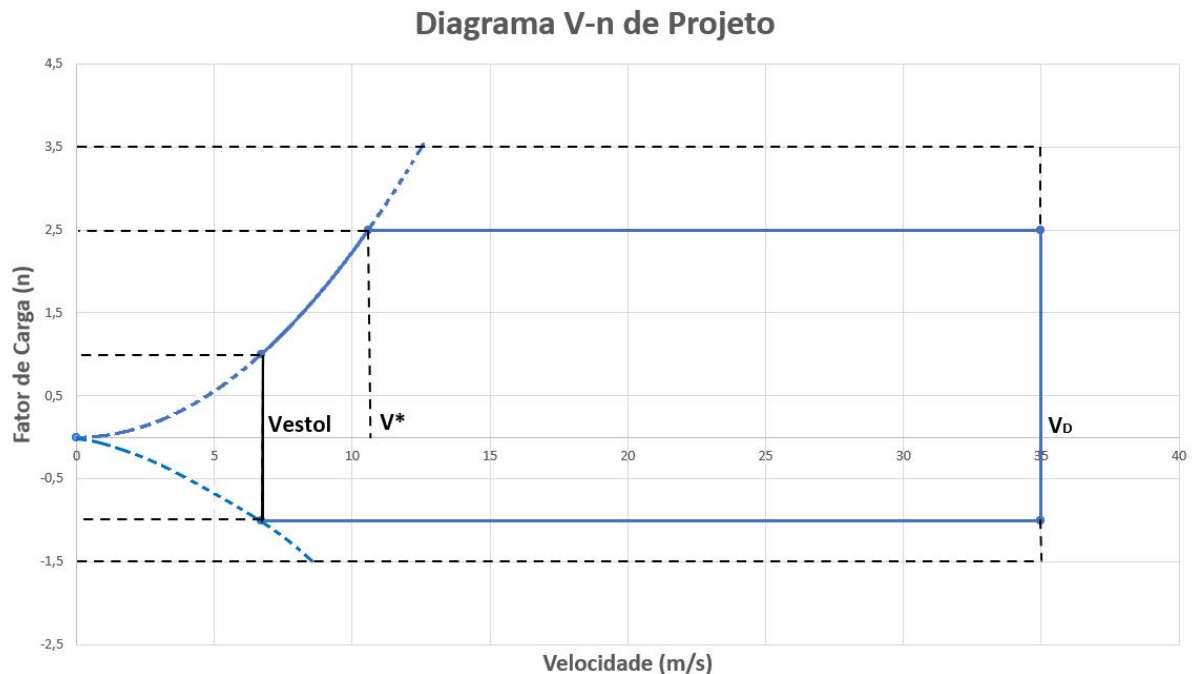
4.2 Dimensionamento da Longarina

4.2.1 Diagrama V-n

Considerando que o modelo projetado neste trabalho é não tripulado, e se está buscando uma maior eficiência estrutural, é interessante que o fator de carga seja o menor possível dentro dos permitidos por norma. Por esse motivo, o fator de carga n_{max} escolhido foi de 2,5. Dessa forma, o fator de carga último n_{ult} é de 3,75 e o valor de carga negativo n_{min} é de -1. Já o fator de carga último negativo é de -1,5.

A velocidade de estol calculada para o modelo é de $6,70\text{m/s}$. Portanto, a velocidade de manobra é de $10,58\text{m/s}$. Como a velocidade de projeto da aeronave, de acordo com ensaios de voo, é de 28m/s , a velocidade de mergulho v_D é de 35m/s . Assim, tem-se o diagrama V-n de manobra, como mostrado na Figura 33.

Figura 33 – Diagrama V-n de projeto.

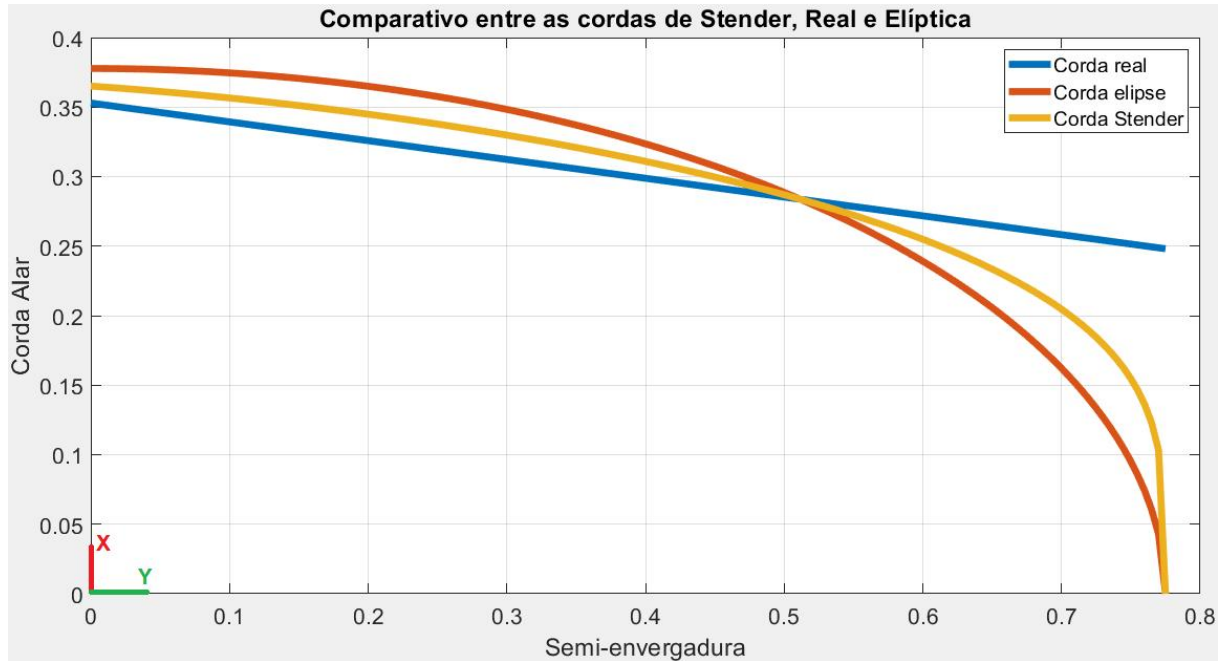


4.2.2 SU-H16

Primeiramente foi dimensionada uma longarina para o modelo SU-H16. O valor da massa dessa longarina dimensionada será somado à massa estrutural vista na seção anterior e, então, será feito o dimensionamento da longarina para o ARP projetado neste estudo.

A corda de Stender foi calculada a partir da equação 3.11 e então foram plotadas as cordas de Stender, real e elíptica, como mostrado na Figura 34.

Figura 34 – Comparação cordas de Stender, elíptica e real.



A sustentação foi dada pela multiplicação do fator de carga máximo (2,5) pelo peso. O peso é dado pela massa de 1,05kg multiplicada pela gravidade. Tem-se a distribuição da sustentação ao longo da asa, como mostrado na Figura 35 e a distribuição do peso estrutural na Figura 36.

Figura 35 – Distribuição da sustentação ao longo da asa - SU-H16.

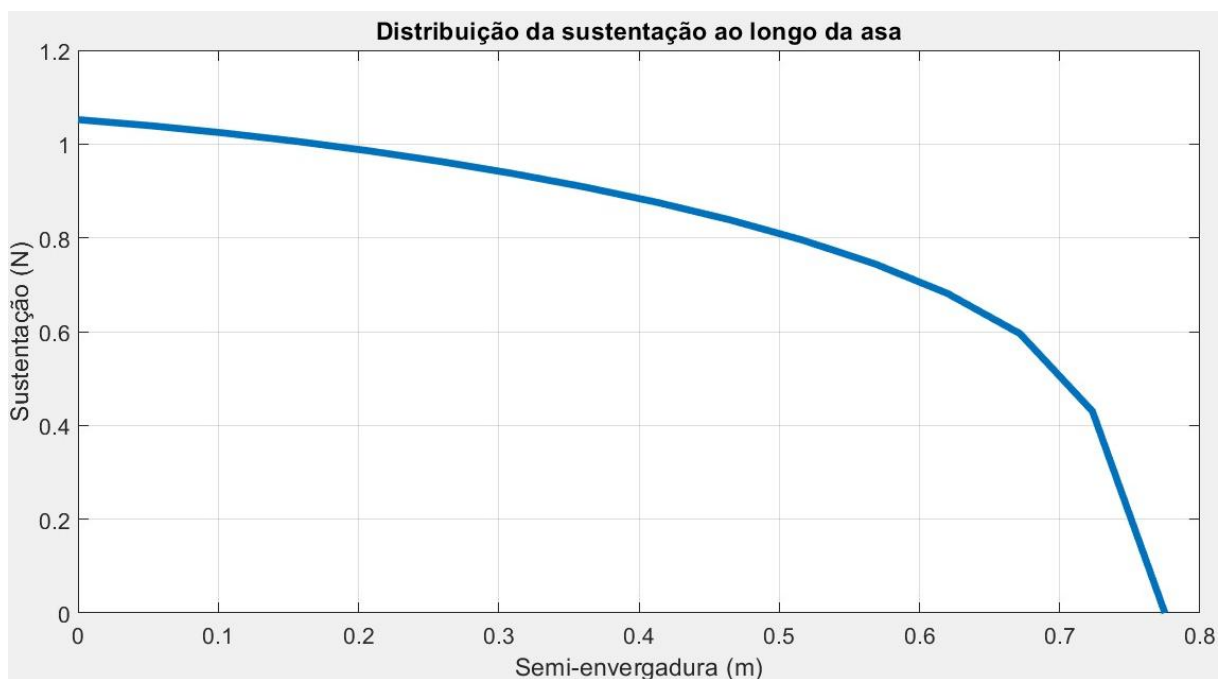
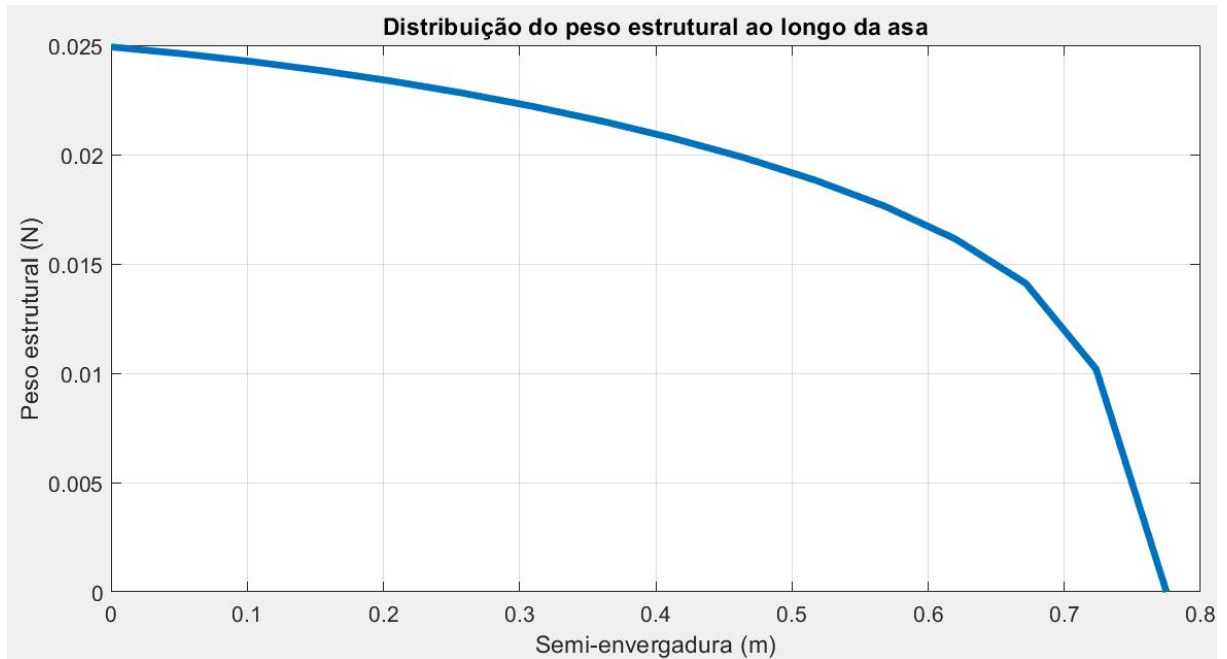
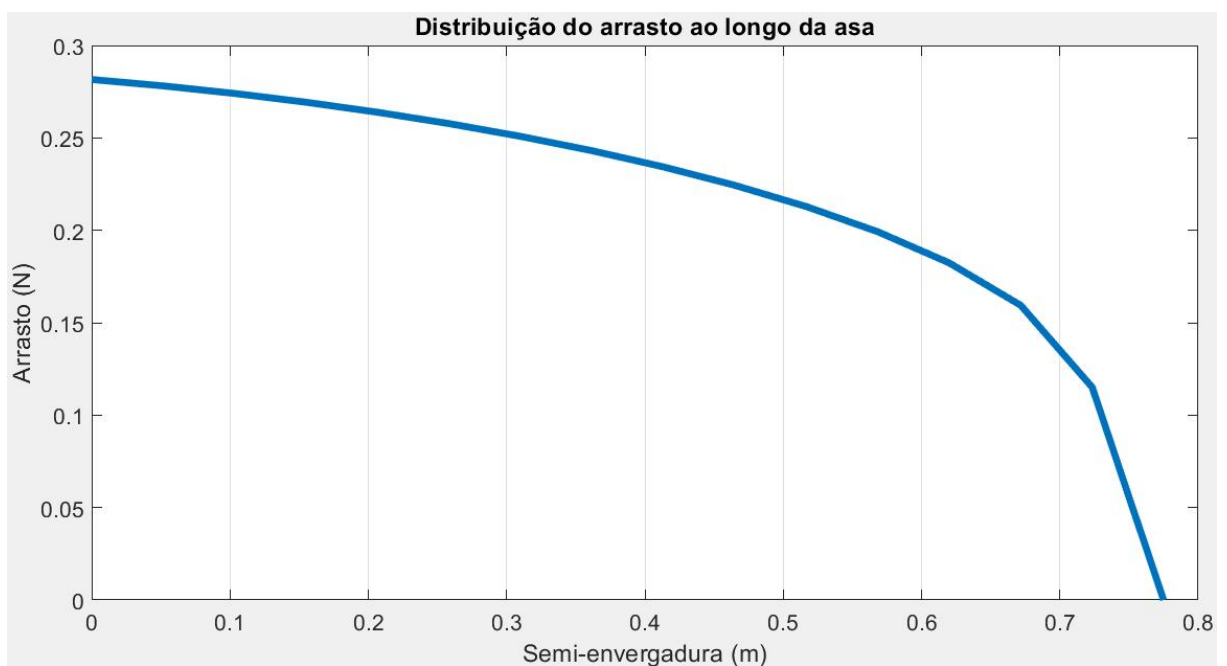


Figura 36 – Distribuição do peso estrutural ao longo da asa - SU-H16.



Com os dados do ensaio de voo do SU-H16, o ângulo de ataque em cruzeiro é de aproximadamente 0 graus. Para a soma dos arrastos de fuselagem, asas, winglet e induzido, tem-se um coeficiente de arrasto (C_d) de 0,019 para este ângulo de ataque. A velocidade de mergulho do ARP é de 35m/s e a massa específica do ar foi considerada 1,225kg/m³. Então, o arrasto pode ser calculado à partir da equação 3.17. A distribuição do arrasto ao longo das seções da asa está ilustrada na Figura 37.

Figura 37 – Distribuição do arrasto ao longo da asa - SU-H16.



Com as distribuições da sustentação, do peso e do arrasto, pôde-se montar a Tabela 13

(baseada na Tabela 6), que determina os esforços internos da longarina para a força cortante em Z e momento fletor em X.

Tabela 13 – Cálculo do cisalhamento em Z e do momento fletor em X - SU-H16.

Segmento	Distância central (m)	Intensidade carga (N)	Distância segmentos (m)	Incremento cisalhamento (N)	Cisalhamento (N)	Incremento momento (Nm)	Momento fletor (Nm)
1	0,7755	0	-	-	-	-	-
2	0,7238	0,4200	0,0517	0	0	0	0
3	0,6721	0,5816	0,0517	0,2098	0,2098	0,0054	0,0054
4	0,6204	0,6652	0,0517	0,5004	0,7103	0,0238	0,0292
5	0,5687	0,7267	0,0517	0,6230	1,3332	0,0528	0,0820
6	0,517	0,7764	0,0517	0,6955	2,0288	0,0869	0,1688
7	0,4653	0,8183	0,0517	0,7511	2,7798	0,1242	0,2931
8	0,4136	0,8547	0,0517	0,7968	3,5766	0,1642	0,4573
9	0,3619	0,8866	0,0517	0,8360	4,4126	0,2064	0,6636
10	0,3102	0,9150	0,0517	0,8701	5,2827	0,2505	0,9141
11	0,2585	0,9401	0,0517	0,9002	6,1829	0,2962	1,2103
12	0,2068	0,9625	0,0517	0,9269	7,1098	0,3434	1,5537
13	0,1551	0,9823	0,0517	0,9507	8,0605	0,3919	1,9456
14	0,1034	0,9996	0,0517	0,9718	9,0323	0,4416	2,3871
15	0,0517	1,0145	0,0517	0,9903	10,0226	0,4922	2,8794
16	0	1,0271	-	1,0064	11,0290	0,5438	3,4232

Assim, a cortante total na direção do eixo Z (V_z) é de 71,771N. O momento fletor em torno do eixo X (M_z) foi calculado em 16,013Nm. A repetição desse procedimento para os cálculos da força cortante em X (V_x) e do momento fletor em torno do eixo Z (M_z) geraram os valores de 19,676N e 4,3899Nm, respectivamente.

O momento torsor (T_y) foi calculado para cada segmento utilizando-se a equação 3.18, o somatório do momento torsor de cada segmento de asa resultou em $-1,3266Nm$. Naturalmente, como não há força aplicada na direção do eixo Y, a normal (N_y) é zero. Na Tabela 14 estão os valores dos momentos e das forças cortantes nos 3 eixos.

Tabela 14 – Cisalhamentos e momentos atuantes na longarina - SU-H16.

Grandeza	Valor
V_x	19,676 N
N_y	0
V_z	71,771 N
M_x	16,013 Nm
T_y	-1,3266 Nm
M_z	4,3899 Nm

Arbitrando-se valores de 4 e 3 milímetros para R e r, respectivamente, e realizando os cálculos de tensão normal e cisalhante para os pontos A e B (ilustrados na Figura 27), descobre-se que o ponto A é mais solicitado em relação a tensão e o ponto B em relação ao cisalhamento.

Os fatores de segurança e qualidade foram considerados como sendo 1,5 e 1,2, respectivamente. Assim, foram considerados valores comerciais de tubos de fibra de carbono e os cálculos de tensão e massa foram desenvolvidos, a fim de se selecionar a melhor longarina do ponto de vista estrutural. A Tabela 15 relaciona esses dados:

Tabela 15 – Cálculos relacionados aos tubos de fibra de carbono comerciais.

Longarina	Raio externo (m)	Raio interno (m)	Tensão Normal Ponto A (MPa)	Tensão Cisalhante Ponto B (MPa)	Massa longarina (kg)
1	0,008	0,0075	315,035	23,6543	0,00396
2	0,0075	0,007	360,709	26,2764	0,03177
3	0,007	0,0065	417,077	29,4495	0,02958
4	0,0065	0,006	487,758	33,3491	0,02739
5	0,006	0,0055	578,033	38,2289	0,02520
6	0,0055	0,005	695,867	44,4664	0,02301

A carga limite à tração para a fibra de carbono foi considerada como sendo $440 \times 10^6 \text{ MPa}$ e a carga limite ao cisalhamento como $60 \times 10^6 \text{ MPa}$. Portanto, as longarinas de números 4, 5 e 6 foram descartadas.

A longarina mais leve que suporta as cargas de limite à tração foi a de raio externo 0,007m e raio interno de 0,0065m, sua massa é de 0,02958kg. O valor da massa dessa longarina será somado ao valor da massa da estrutura em 3D e os cálculos refeitos para o modelo projetado.

4.2.3 Modelo Proposto

Por apresentarem geometrias iguais, a Figura 34 representa também a corda de Stender para o modelo proposto neste trabalho.

Como descrito na Tabela 10, a massa total da asa impressa foi de 450g, assim, a massa estrutural total é definida:

$$m_{esttot} = m_{totasa} + m_{long} = 450 + 59,2 = 509,2g \quad (4.1)$$

A diferença entre o peso total do SU-H16 e o ARP proposto é somente a massa estrutural, que diminuiu de 610g para 509,2g. Portanto, a massa total do ARP é diminuída em 100,8g, passando de 1050g para 949,2g. O valor da massa é multiplicado pelo fator de carga e dividido por 2 para o cálculo de meia asa. Assim, respeitando os segmentos, dá-se a distribuição do peso (Figura 38) e da sustentação ao longo da asa (Figura 39):

Figura 38 – Distribuição do peso estrutural ao longo da asa - ARP proposto.

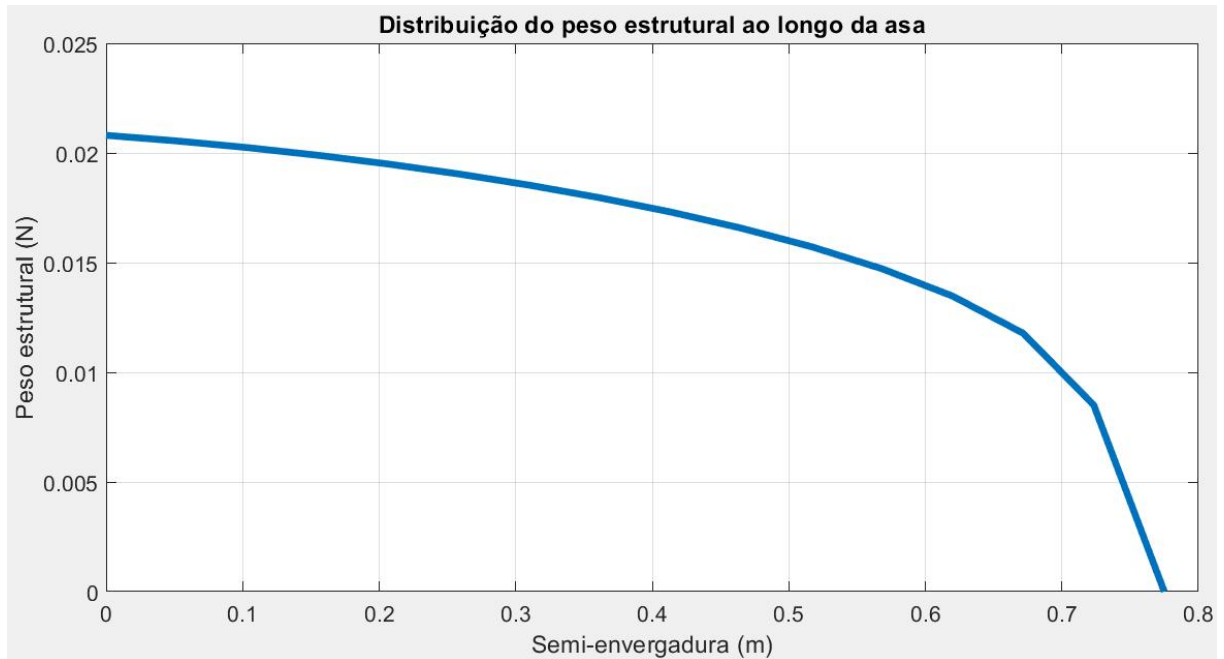
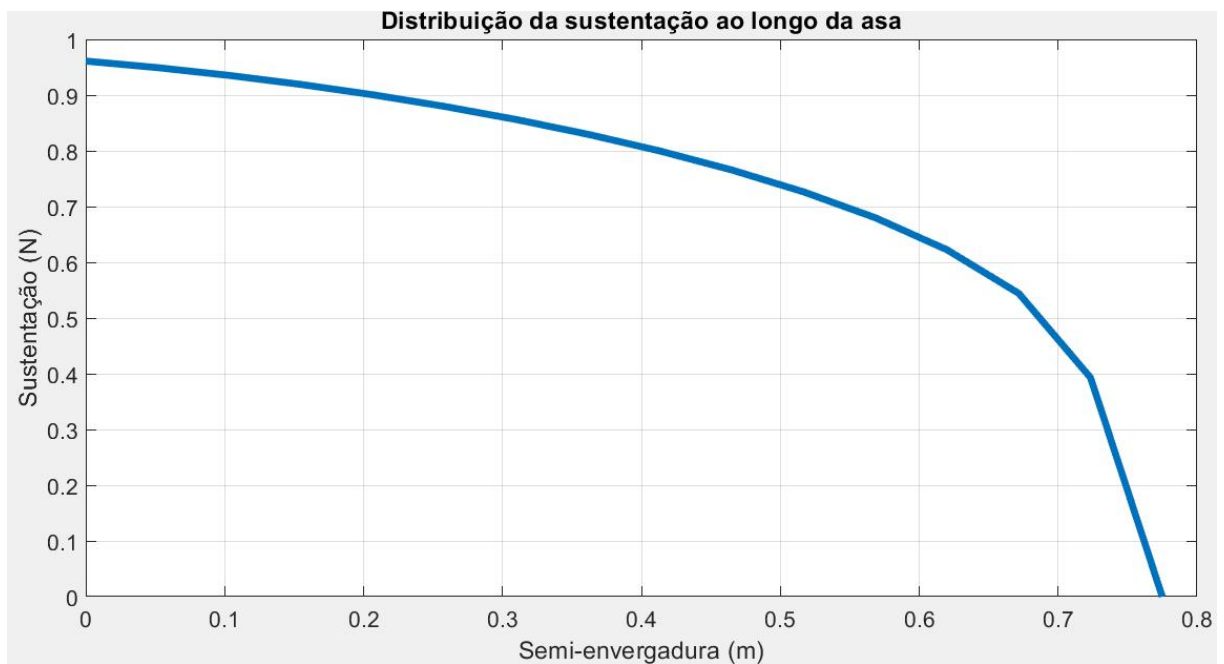


Figura 39 – Distribuição da sustentação ao longo da asa - ARP proposto.



Por não haver diferenças aerodinâmicas do SU-H16, para o ARP proposto, a distribuição do arrasto segue igual à da Figura 37.

O desenvolvimento da tabela de cálculos de força cortante em Z e momento fletor em X foram feitos respeitando a metodologia. A Tabela 16 mostra os resultados encontrados:

A Tabela 17 mostra os dados para o momento fletor em Z e cisalhamento em X:

Tabela 16 – Cálculo do cisalhamento em Z e do momento fletor em X - ARP proposto.

Segmento	Distância central (m)	Intensidade carga (N)	Distância segmentos (m)	Incremento cisalhamento (N)	Cisalhamento (N)	Incremento momento (Nm)	Momento fletor (Nm)
1	0,7755	0	-	-	-	-	-
2	0,7238	0,3803	0,0517	0	0	0	0
3	0,6721	0,5267	0,0517	0,1900	0,1900	0,0049	0,0049
4	0,6204	0,6025	0,0517	0,4532	0,6433	0,0215	0,0264
5	0,5687	0,6582	0,0517	0,5642	1,2075	0,0478	0,0742
6	0,5170	0,7032	0,0517	0,6299	1,8374	0,0787	0,1529
7	0,4653	0,7412	0,0517	0,6802	2,5176	0,1125	0,2654
8	0,4136	0,7741	0,0517	0,7217	3,2393	0,1487	0,4141
9	0,3619	0,8030	0,0517	0,7571	3,9964	0,1869	0,6010
10	0,3102	0,8287	0,0517	0,7880	4,7844	0,2268	0,8279
11	0,2585	0,8515	0,0517	0,8153	5,5997	0,2683	1,0961
12	0,2068	0,8717	0,0517	0,8395	6,4392	0,3110	1,4071
13	0,1551	0,8896	0,0517	0,8610	7,3003	0,3549	1,7621
14	0,1034	0,9053	0,0517	0,8801	8,1803	0,3999	2,1620
15	0,0517	0,9189	0,0517	0,8969	9,0772	0,4458	2,6078
16	0	0,9303	-	0,9115	9,9887	0,4925	3,1003

Tabela 17 – Cálculo do cisalhamento em X e do momento fletor em Z - ARP proposto.

Segmento	Distância central (m)	Intensidade carga (N)	Distância segmentos (m)	Incremento cisalhamento (N)	Cisalhamento (N)	Incremento momento (Nm)	Momento fletor (Nm)
1	0,7755	0	-	-	-	-	-
2	0,7238	0,1151	0,0517	0	0	0	0
3	0,6721	0,1594	0,0517	0,0575	0,0575	0,0015	0,0015
4	0,6204	0,1824	0,0517	0,1372	0,1947	0,0065	0,0080
5	0,5687	0,1992	0,0517	0,1708	0,3655	0,0145	0,0225
6	0,517	0,2128	0,0517	0,1907	0,5562	0,0238	0,0463
7	0,4653	0,2243	0,0517	0,2059	0,7621	0,0341	0,0803
8	0,4136	0,2343	0,0517	0,2185	0,9805	0,0450	0,1254
9	0,3619	0,2431	0,0517	0,2292	1,2097	0,0566	0,1819
10	0,3102	0,2508	0,0517	0,2385	1,4482	0,0687	0,2506
11	0,2585	0,2577	0,0517	0,2468	1,6950	0,0812	0,3318
12	0,2068	0,2639	0,0517	0,2541	1,9491	0,0941	0,4259
13	0,1551	0,2693	0,0517	0,2606	2,2098	0,1074	0,5334
14	0,1034	0,2740	0,0517	0,2664	2,4762	0,1211	0,6544
15	0,0517	0,2781	0,0517	0,2715	2,7477	0,1349	0,7894
16	0	0,2816	-	0,2759	3,0236	0,1491	0,9385

O momento torsor para cada segmento foi calculado utilizando-se a equação 3.18. O somatório do momento em cada segmento gerou o valor de $1,3266Nm$. Assim, os esforços internos atuantes na longarina são resumidos na Tabela 18, como se segue:

Como esperado, os valores que sofreram mudanças foram a cortante no sentido da sustentação, diminuição de $71,771N$ para $65,702N$, e o momento relacionado ao eixo X, redução de $16,013Nm$ para $14,659Nm$. Com os valores dos esforços internos foi possível iniciar o dimensionamento da longarina.

Com um peso total menor, era de se esperar menores cargas de tensão nos pontos A e B considerados. Realmente, as tensões de tração para o ponto A e cisalhamento para o ponto B

Tabela 18 – Cisalhamentos e momentos atuantes na longarina - ARP proposto.

Grandeza	Valor
Vx	19,676 N
Ny	0
Vz	65,001 N
Mx	14,502 Nm
Ty	-1,3266 Nm
Mz	4,3899 Nm

diminuíram, como resumido na Tabela 19:

Tabela 19 – Cálculos relacionados aos tubos de fibra de carbono comerciais.

Longarina	Raio externo (m)	Raio interno (m)	Tensão Normal Ponto A (MPa)	Tensão Cisalhante Ponto B (MPa)	Massa longarina (kg)
1	0,008	0,0075	285,308	22,6540	0,00396
2	0,0075	0,007	326,672	25,2072	0,03177
3	0,007	0,0065	377,722	28,3013	0,02958
4	0,0065	0,006	441,733	32,1092	0,02739
5	0,006	0,0055	523,490	36,8814	0,02520
6	0,0055	0,005	630,205	42,9910	0,02301

Apesar de uma redução considerável, principalmente nos valores de tração, as longarinas 4, 5 e 6 continuam não sendo capazes de chegar aos níveis de carga limite de tração e cisalhamento da fibra de carbono, determinados em 440MPa e 60MPa , respectivamente. Caso a longarina apresentasse valores abaixo desses limites, seria possível diminuir um pouco mais a massa estrutural do ARP, o que diminuiria os esforços internos e poderia levar a uma outra redução da massa na longarina. Assim, a massa total do ARP reduz em de 1050g para 959,2g, numa diminuição de 9,6%.

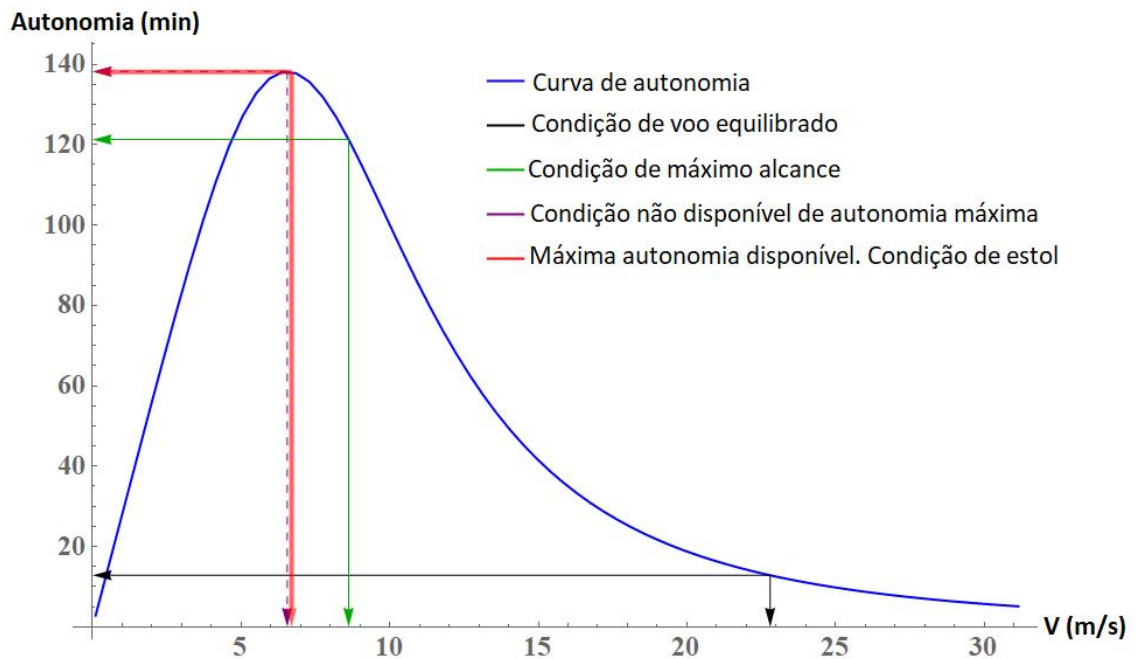
Com o peso total do ARP definido, restam os cálculos de desempenho.

4.3 Desempenho

4.3.1 SU-H16

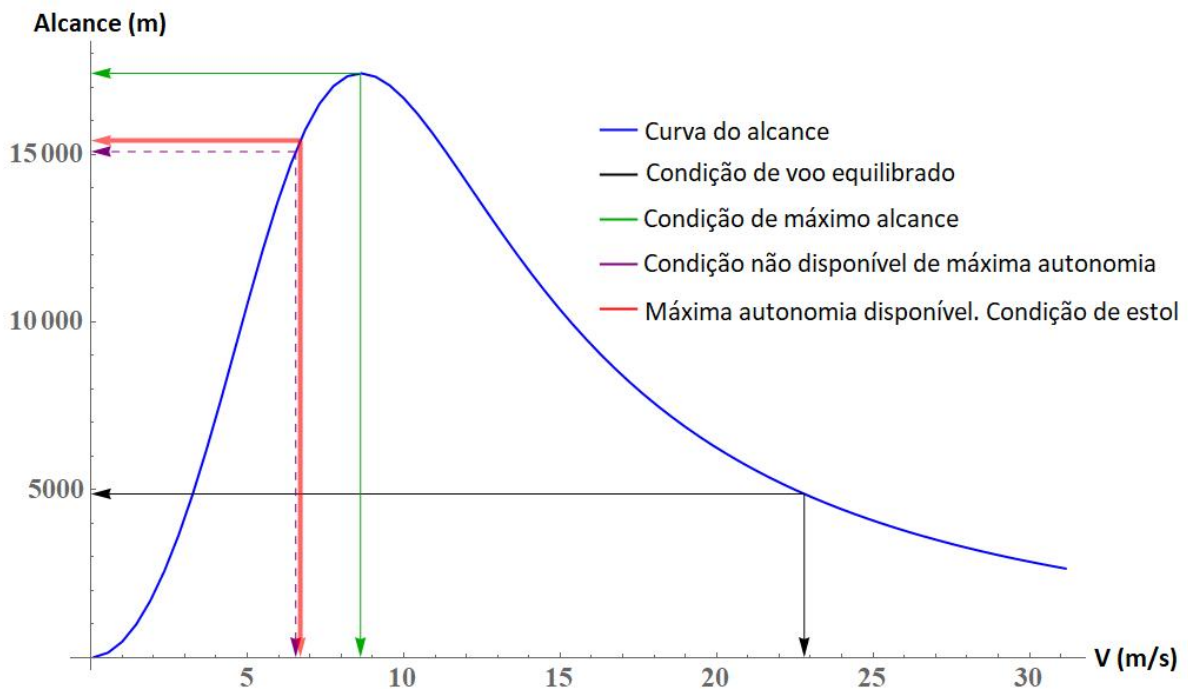
Obedecendo a metodologia explicitada na seção 3.4.1, os gráficos de autonomia (Figura 40) e alcance (Figura 41) para o modelo SU-H16 foram plotados:

Figura 40 – Gráfico autonomia x velocidade para SU-H16.



Fonte: (HAMADA; SULTAN; ABDELRAHMAN, 2018)

Figura 41 – Gráfico alcance x velocidade para SU-H16.



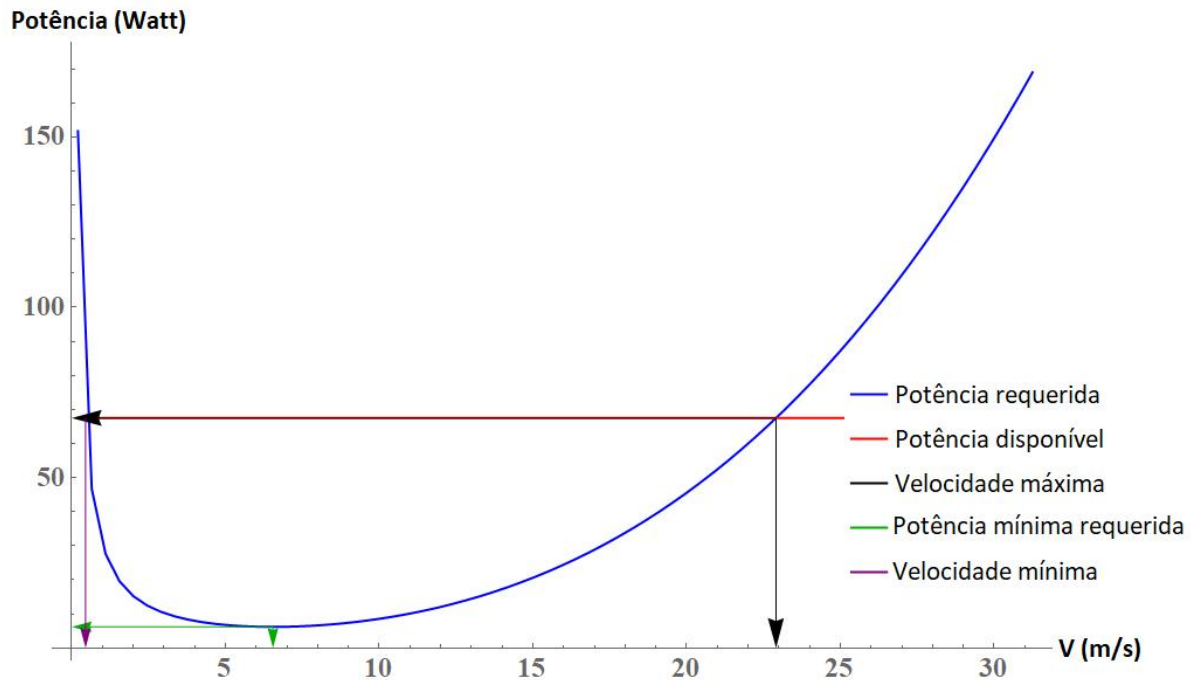
Fonte: (HAMADA; SULTAN; ABDELRAHMAN, 2018)

De acordo com os dados, a bateria utilizada é de 150W. Porém, a eficiência da hélice de passo fixo utilizada é de 45%. Assim, utilizando-se a equação 3.38:

$$P_A = P_s \cdot \eta_p = 150 \times 0,45 = 67,5W$$

O gráfico de potência por velocidade é mostrado na Figura 42.

Figura 42 – Gráfico potência x velocidade para SU-H16.



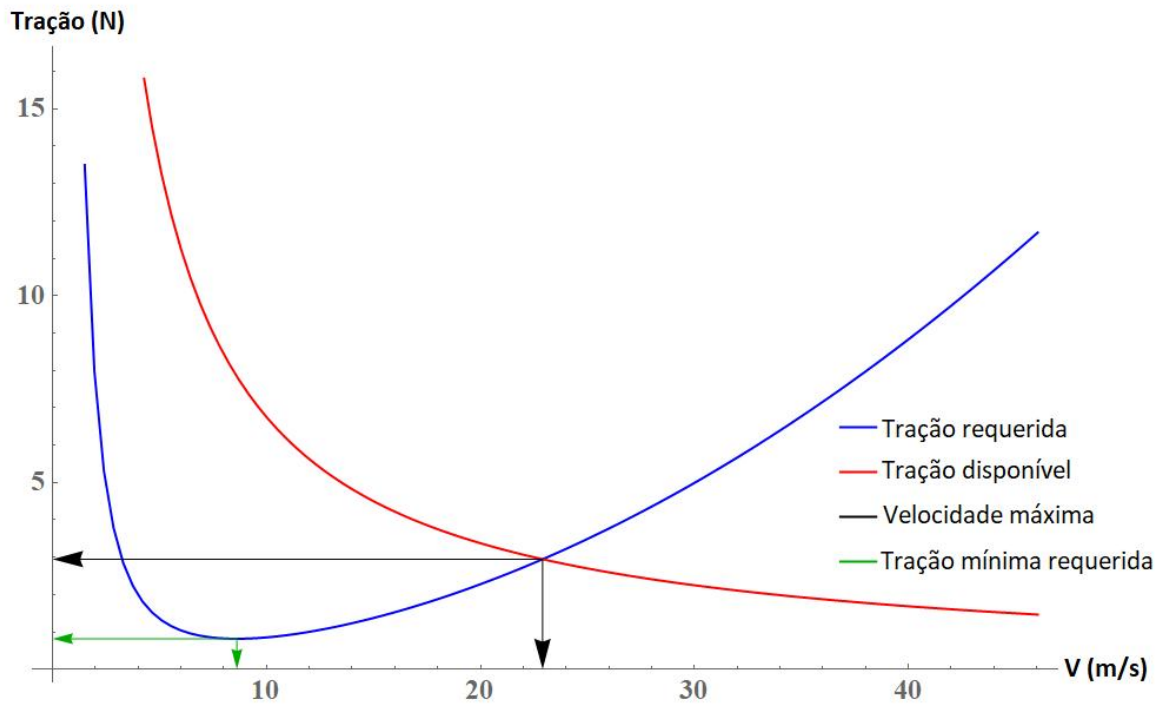
Fonte: (HAMADA; SULTAN; ABDELRAHMAN, 2018)

A análise pelo gráfico de potência por velocidade indica uma velocidade mínima de, aproximadamente, $0,45\text{ m/s}$. Assim, a velocidade mínima do gráfico é uma solução numérica, e não física, dos valores de velocidade. O coeficiente de sustentação máximo é $0,8548$. Então, aplicando-se os valores das incógnitas na equação 3.40, chega-se ao valor de $6,6945\text{ m/s}$. Os resultados de velocidades máxima e mínima para a asa voadora SU-H16 são:

- Velocidade máxima = $22,907\text{ m/s}$;
- Velocidade de estol = $6,6945\text{ m/s}$;

A relação tração x potência é mostrada na Figura 43.

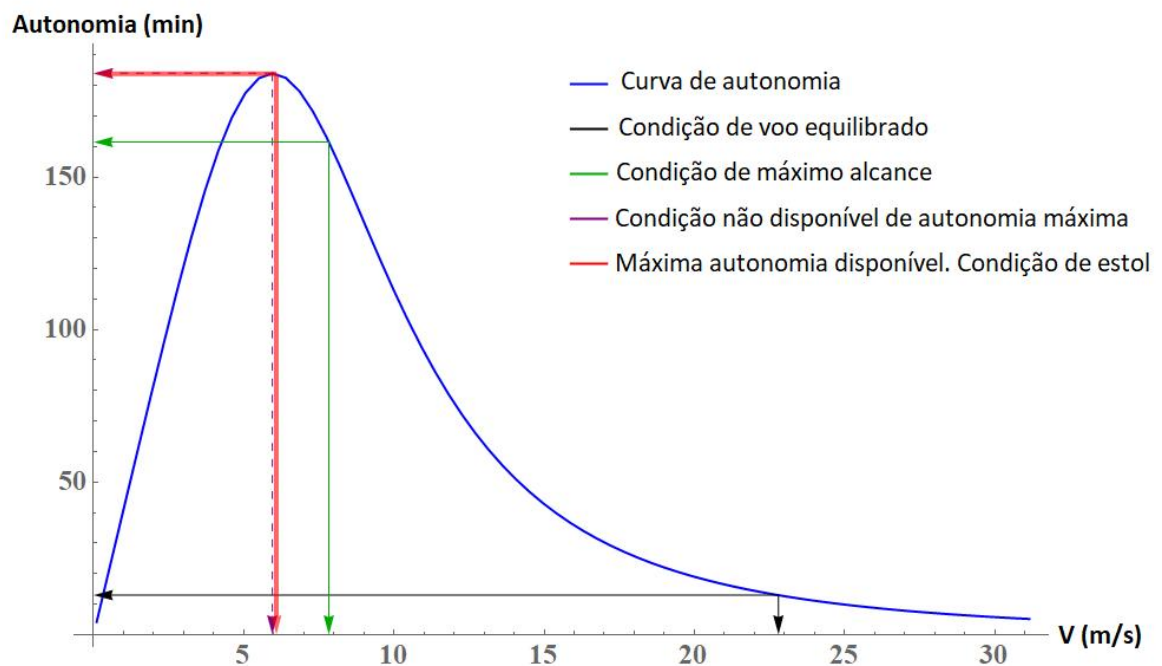
Figura 43 – Gráfico tração x velocidade para SU-H16.



4.3.2 Modelo Proposto

A variação entre os cálculos de desempenho do SU-H16 para o ARP proposto é exatamente a nova massa total de 959,2g. Assim, tem-se a nova curva de autonomia, mostrada na Figura 44:

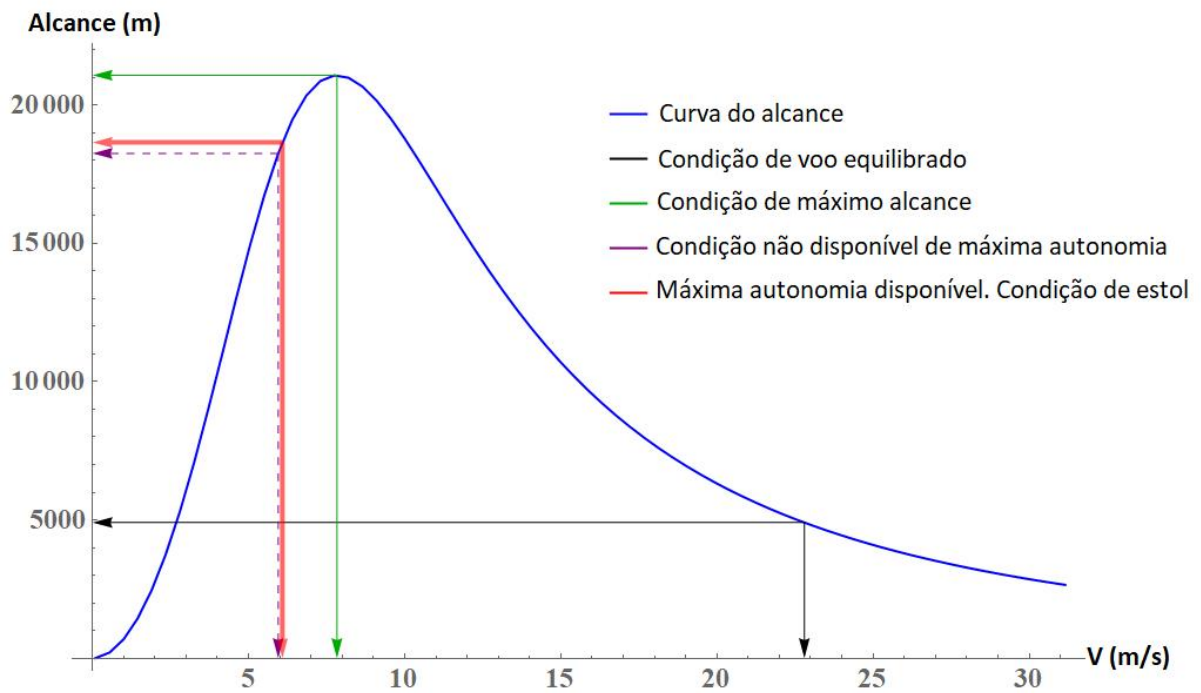
Figura 44 – Gráfico autonomia x velocidade para o ARP proposto.



Vê-se que a autonomia apresentou um aumento de 30 minutos. Isso se dá pela relação direta entre a diminuição do peso e a redução da velocidade de estol, que atenuou $0,44\text{ m/s}$ (de $6,69\text{ m/s}$ para $6,25\text{ m/s}$). Para a condição de máximo alcance, a autonomia teve um aumento de cerca de 28 minutos. Isso se dá a uma velocidade em torno de $8,0\text{ m/s}$. Para o SU-H16 tinha-se por volta de $8,6\text{ m/s}$.

O gráfico relacionado ao alcance também apresentou mudanças, como se pode ver na Figura 45:

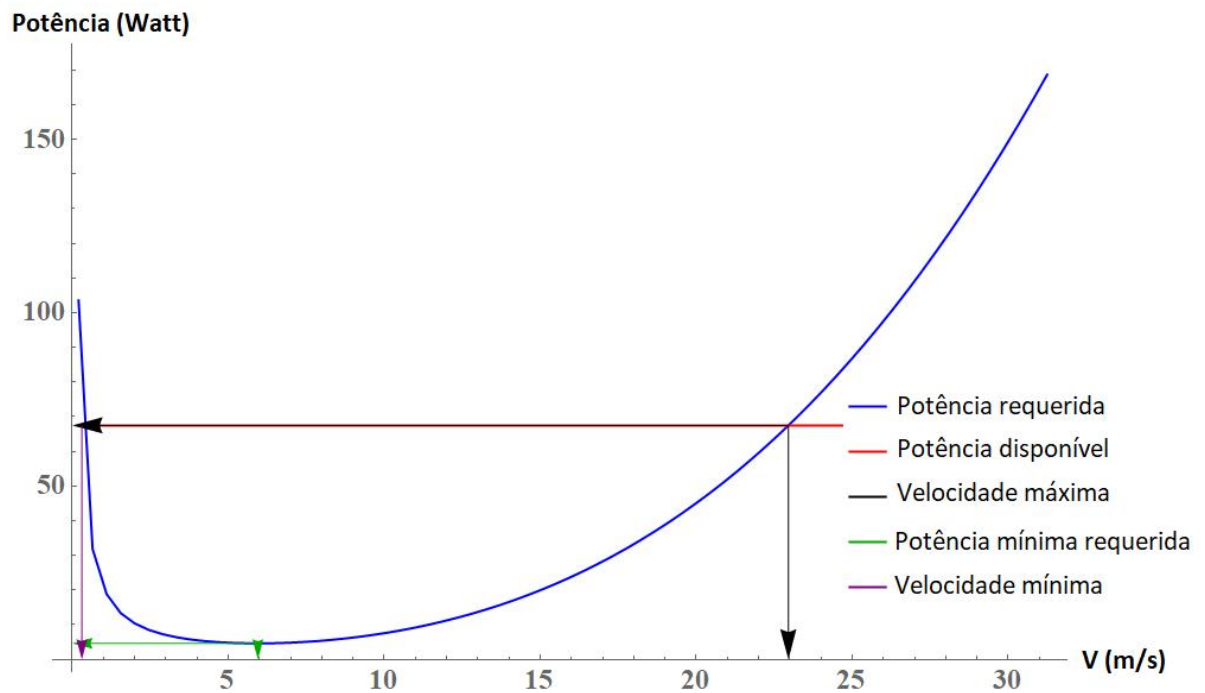
Figura 45 – Gráfico alcance x velocidade para o ARP proposto.



O alcance máximo do ARP proposto aumentou 2555m em relação ao SU-H16. Para a condição de autonomia máxima o SU-H16 alcança 15408,6m, quase 2300m a menos que o ARP proposto.

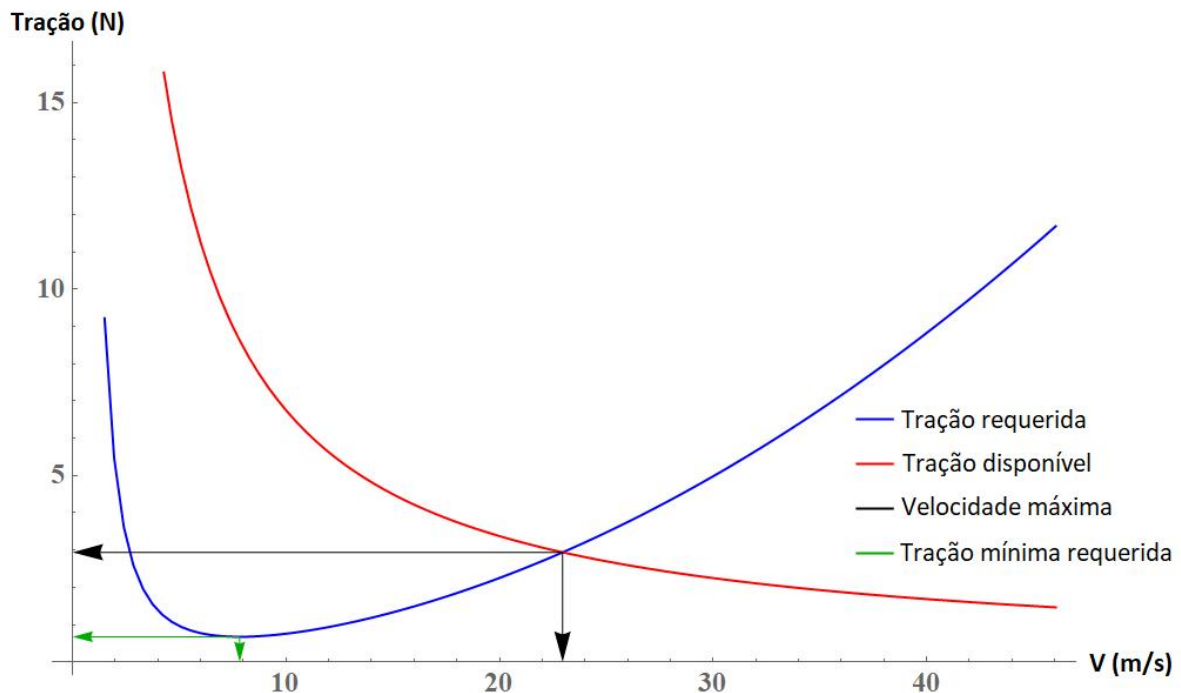
Os gráficos relacionados à potência e tração são mostrados nas Figuras 46 e 47, respectivamente.

Figura 46 – Gráfico potência x velocidade para ARP proposto.



A potência máxima fornecida é de $67,5\text{ W}$, onde ambos os modelos alcançam velocidade máxima. Porém, à velocidade mínima, o SU-H16 apresenta potência de $6,18\text{ W}$, enquanto o ARP proposto apresenta $5,03\text{ W}$. Naturalmente, isso se dá pois a velocidade mínima alcançada pelo ARP proposto é menor.

Figura 47 – Gráfico tração x velocidade para o ARP proposto.



Entre o SU-H16 e o ARP proposto, velocidade máxima aumentou $0,04\text{ m/s}$, de $22,9\text{ m/s}$ para $22,94\text{ m/s}$, já a mínima reduziu $0,29\text{ m/s}$, de $6,54\text{ m/s}$ para $6,25$. À velocidade máxima ambos os modelos apresentam uma tração de $2,94\text{ N}$. Porém, quando estão desempenhando a tração mínima requerida, $0,81\text{ N}$ para SU-H16 e $0,71\text{ N}$ para o ARP proposto, as velocidades são de $8,61\text{ m/s}$ e $8,04\text{ m/s}$, respectivamente.

Abaixo segue a Tabela 20 com o resumo das informações de potência, tração, autonomia, alcance e velocidades mínimas e máximas.

Tabela 20 – Resumo dos cálculos de desempenho

	SU-H16	ARP Proposto
Velocidade para autonomia máxima (m/s)	6,695	6,251
Autonomia máxima (min)	138,100	169,598
Alcance para máxima autonomia (m)	15408,6	17670,5
Velocidade para alcance máximo (m/s)	8,617	8,046
Autonomia para alcance máximo (min)	121,258	148,914
Alcance máximo (m)	17413,90	19970,1
Tração à velocidade máxima (N)	2,947	2,94196
Tração mínima (N)	0,817	0,712855
Velocidade à tração mínima (m/s)	8,617	8,04626
Potência mínima requerida (W)	6,180	5,0325
Velocidade à potência mínima (m/s)	6,547	6,11383

5 CONCLUSÃO

5.1 Comentários gerais

O presente trabalho apresentou um estudo sobre a mudança da matriz estrutural de um ARP fabricado em espuma depron para PLA de baixa densidade usado em MA. Apresentou-se o PLA de baixa densidade utilizado, sua caracterização e a influência de uma possível troca desse material nas características de desempenho do drone utilizado como modelo.

O uso do LW-PLA como insumo na fabricação de estruturas de ARPs por MA se mostrou bastante vantajoso. Primeiramente, do ponto de vista da fabricação, a MA se mostrou i) uma alternativa menos laboriosa do que os processos convencionais e ii) mais precisa do ponto de vista dimensional. A facilidade de trabalho que o LW-PLA oferece também é fator contribuinte para o uso desse processo. Analisando do prisma do desempenho, a utilização do LW-PLA permitiu a redução do peso estrutural, fator crucial na indústria aeroespacial. Tal redução permite um maior alcance e autonomia da aeronave, bem como maior velocidade máxima e menor velocidade mínima. Caso se opte por manter o peso original da aeronave, o uso do LW-PLA pode ser capaz de permitir a utilização de maior carga embarcada, como sensores e câmeras, possibilitando maior campo de atuação para o aeromodelo em questão. Outra vantagem oferecida pela redução da massa estrutural é a possibilidade de redimensionar outros componentes da aeronave, como a longarina, abordada neste texto, como o motor, que, a depender da redução mássica, pode ser menor e, portanto, pesar menos. À medida em que se caminha para uma redução da massa da aeronave, novos caminhos de projeto se tornam possíveis.

Portanto, o estudo apresentado mostra os benefícios performáticos de aeronaves que podem ser alcançados quando se dá a utilização de PLA de baixa densidade em aeromodelos fabricados por MA. Apesar do mercado antes não contar com insumos desse tipo a preços acessíveis, a chegada desses filamentos de baixa densidade apresenta novos competidores além dos já estabelecidos materiais estruturais da indústria de ARPs, como balsa e espuma. Dessa maneira, o trabalho atingiu seu objetivo geral de substituir a matriz estrutural de um ARP de espuma depron para ácido polilático utilizado em manufatura aditiva.

5.2 Principais conclusões

- i) O uso do LW-PLA permite a redução do peso da aeronave do tipo asa voadora;

ii) Com redução do peso, a aeronave passa a ter melhores parâmetros de desempenho (alcance máximo e autonomia máxima);

iii) A redução do peso, por sua vez, oferece a alternativa de aumentar a carga útil da aeronave.

5.3 Perspectivas futuras

Futuros trabalhos podem desenvolver estudos sobre a área abordada nessa pesquisa:

- Realizar a fabricação propriamente dita da aeronave, bem como ensaios em voo, analisando impactos da nova estrutura nesses ensaios;
- Investigação sobre a possibilidade de variar pontos estratégicos da estrutura com diferentes materiais ou densidades em busca de segurança estrutural;
- Abordar a utilização do PLA de baixa densidade em outras configurações de aeronaves;
- Realização de ensaios de flexão e fadiga no LW-PLA, dados os esforços de sustentação aplicados.

Referências Bibliográficas

- Altan, M. (2018). Thermoplastic Foams: Processing, Manufacturing, and Characterization. In *Recent Research in Polymerization*.
<https://doi.org/10.5772/intechopen.71083>
- Amorim, Wanderley; Santos, D. (2018). (PDF) *Structural Analysis of the Light Sport Aircraft Wing Based on Multhopp's Method_Bachelor Thesis*. 74.
<https://doi.org/10.13140/RG.2.2.15565.54249>
- AMRC. (n.d.). *DPTC Case Study FDM Printed Fixed Wing UAV AMRC Design and Prototyping Group*. Retrieved December 28, 2022, from <https://www.amrc.co.uk/>
- Baran, E. H., & Yildirim Erbil, H. (2019). Surface Modification of 3D Printed PLA Objects by Fused Deposition Modeling: A Review. *Colloids and Interfaces 2019, Vol. 3, Page 43*, 3(2), 43. <https://doi.org/10.3390/COLLOIDS3020043>
- Batista, I. (2021). *Igor batista guimarães belo horizonte 2021*.
<https://repositorio.ufmg.br/handle/1843/39275>
- Bikas, H., Stavropoulos, P., & Chryssolouris, G. (2015). Additive manufacturing methods and modelling approaches: a critical review. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology 2015 83:1*, 83(1), 389–405.
<https://doi.org/10.1007/S00170-015-7576-2>
- Chacón, J. M., Caminero, M. A., García-Plaza, E., & Núñez, P. J. (2017). Additive manufacturing of PLA structures using fused deposition modelling: Effect of process parameters on mechanical properties and their optimal selection. *Materials & Design, 124*, 143–157. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2017.03.065>
- Cobos, C. M., Garzón, L., López Martínez, J., Fenollar, O., & Ferrandiz, S. (2019). Study of thermal and rheological properties of PLA loaded with carbon and halloysite nanotubes for additive manufacturing. *Rapid Prototyping Journal, 25(4)*, 738–743.
<https://doi.org/10.1108/RPJ-11-2018-0289/FULL/XML>
- Codari, F., Moscatelli, D., Storti, G., & Morbidelli, M. (2010). Characterization of Low-Molecular-Weight PLA using HPLC. *Macromolecular Materials and Engineering, 295(1)*, 58–66. <https://doi.org/10.1002/MAME.200900172>
- Cooper, K. G. (2001). Rapid Prototyping Technology : Selection and Application. *Rapid Prototyping Technology*. <https://doi.org/10.1201/9780203910795>
- DOW. (2014). 済無 No Title No Title No Title. https://extrudedpolystyrene.com.au/wp-content/uploads/2014/02/SS_STYROFOAM™-HD-300F-GV-X-Extruded-Polystyrene-Foam.pdf
- Durakovic, B. (2018). Design for additive manufacturing: Benefits, trends and challenges. *Periodicals of Engineering and Natural Sciences (PEN)*, 6(2), 179–191.
<https://doi.org/10.21533/PEN.V6I2.224>
- eSUN. (2022). *ePLA-LW eSUN 3D printer Filament*. EPLA-LW.
<https://www.esun3d.com/epla-lw-product/>
- FAR. (n.d.). *eCFR :: 14 CFR Part 23 -- Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes (FAR Part 23)*. Retrieved February 23, 2023, from <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23>
- FDM vs SLA: Which 3D Printer Type Should You Use?* (n.d.). Retrieved December 20, 2022, from <https://blog.spatial.com/fdm-vs-sla-which-3d-printer-type-should-you-use>

Figueiró De Queiroz, F., Miranda, L. E., & Rodrigues, J. (n.d.). *Aspectos Teóricos para o Cálculo e Traçado do Diagrama v-n de Manobras e Rajadas para uma Aeronave Destinada a Participar da Competição SAE-AeroDesign*.

Foam, D. (n.d.). *Document: Technical Data Sheet Product: Depron - White Parameter*. Retrieved January 5, 2023, from <http://depronfoam.com/wp-content/uploads/2016/11/Depron-White-Technical-Data-Sheet.pdf>

Freitas, F. de, & Pegado, H. (2021). *Impact of nozzle temperature on dimensional and mechanical characteristics of low-density PLA*.

Fried, J. (2021). *Polymer Science and Technology* (Pearson, Ed.; 3rd ed.). <https://www.pearson.com/en-us/subject-catalog/p/polymer-science-and-technology/P200000000261/9780137459452>

García-Gascón, C., Castelló-Pedrero, P., & García-Manrique, J. A. (2022). Minimal Surfaces as an Innovative Solution for the Design of an Additive Manufactured Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *Drones 2022, Vol. 6, Page 285, 6(10)*, 285. <https://doi.org/10.3390/DRONES6100285>

Hamada, A., Sultan, A., & Abdelrahman, M. (2018). Design, Build and Fly a Flying Wing. *Athens Journal of Technology & Engineering, 5(3)*, 223–250. <https://doi.org/10.30958/AJTE.5-3-2>

Hassanalian, M., & Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences, 91*, 99–131. <https://doi.org/10.1016/J.PAEROSCI.2017.04.003>

Horvath, J. (2014). A Brief History of 3D Printing. *Mastering 3D Printing*, 3–10. https://doi.org/10.1007/978-1-4842-0025-4_1

How 3D Printing Works. (n.d.). Retrieved December 25, 2022, from <http://my3dconcepts.com/explore/how-3d-printing-works/>

Huang, P., Wu, F., Pang, Y., Wu, M., Lan, X., Luo, H., Shen, B., & Zheng, W. (2019). Enhanced dispersion, flame retardancy and mechanical properties of polypropylene/intumescent flame retardant composites via supercritical CO₂ foaming followed by defoaming. *Composites Science and Technology, 171*(January), 282–290. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2018.12.029>

Jaisingh Sheoran, A., & Kumar, H. (2020). Fused Deposition modeling process parameters optimization and effect on mechanical properties and part quality: Review and reflection on present research. *Materials Today: Proceedings, 21*, 1659–1672. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2019.11.296>

Jose, J., & Perez, S. (2018). Characterization of PLA and design of a 3D printed wing. *DEGREE PROJECT IN AEROSPACE ENGINEERING*. <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:kth:diva-244019>

Judy Ceulemans, Yann Ménière, Aliko Nichogiannopoulou, Javier Pose Rodríguez, I. R. (EPO)European P. O. (2020). Patents and additive manufacturing: Trends in 3D printing technologies. In *European Patent Office*. https://www.researchgate.net/publication/353637859_Patents_and_additive_manufacturing_Trends_in_3D_printing_technologies

Kafle, A., Luis, E., Silwal, R., Pan, H. M., Shrestha, P. L., & Bastola, A. K. (2021). 3D/4D Printing of Polymers: Fused Deposition Modelling (FDM), Selective Laser Sintering (SLS), and Stereolithography (SLA). *Polymers, 13*(18), 3101. <https://doi.org/10.3390/polym13183101>

Kujawa, M. (2017). *Assessment of 3D printing as a manufacturing technology for drones' wings*. http://kooper.pwr.wroc.pl/files/Interdyscyplinarnosc_badan_naukowych_2017_JS.pdf

Ladin, D., Park, C. B., Park, S. S., Naguib, H. E., & Cha, S. W. (2001). Study of shear and extensional viscosities of biodegradable PBS/CO₂ solutions. *Journal of Cellular Plastics*, 37(2), 109–148. <https://doi.org/10.1106/72D3-9PX6-7C60-RD2X>

Lee, C. H., Padzil, F. N. B. M., Lee, S. H., Ainun, Z. M. A., & Abdullah, L. C. (2021). Potential for Natural Fiber Reinforcement in PLA Polymer Filaments for Fused Deposition Modeling (FDM) Additive Manufacturing: A Review. *Polymers 2021*, Vol. 13, Page 1407, 13(9), 1407. <https://doi.org/10.3390/POLYM13091407>

Lee, S. T., Kareko, L., & Jun, J. (2008). Study of Thermoplastic PLA Foam Extrusion: <Http://Dx.Doi.Org/10.1177/0021955X08088859>, 44(4), 293–305. <https://doi.org/10.1177/0021955X08088859>

Li, M., Jiang, J., Hu, B., & Zhai, W. (2020). Fused deposition modeling of hierarchical porous polyetherimide assisted by an in-situ CO₂ foaming technology. *Composites Science and Technology*, 200(July), 108454. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108454>

Loughborough University. (2022). *Material Extrusion | Additive Manufacturing Research Group | Loughborough University*. About Additive Manufacturing. <https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/materialextrusion/>

Marascio, M. G. M., Antons, J., Pioletti, D. P., & Bourban, P. E. (2017). 3D Printing of Polymers with Hierarchical Continuous Porosity. *Advanced Materials Technologies*, 2(11), 1700145. <https://doi.org/10.1002/ADMT.201700145>

Mazzanti, V., Malagutti, L., & Mollica, F. (2019). FDM 3D Printing of Polymers Containing Natural Fillers: A Review of their Mechanical Properties. *Polymers 2019*, Vol. 11, Page 1094, 11(7), 1094. <https://doi.org/10.3390/POLYM11071094>

Montgomery, D. C., & Runger, G. C. (2018). Tests of Hypotheses for a Single Sample. In *Applied Statistics and Probability for Engineers* (7th ed.). John Wiley & Sons, Inc. <https://www.wiley.com/en-us/Applied+Statistics+and+Probability+for+Engineers%2C+7th+Edition-p-9781119400363>

Montgomery, D. C., Runger, G. C., & Hubele, N. F. (2010). *Engineering Statistics Fifth Edition*. 544. <https://www.wiley.com/en-us/Engineering+Statistics%2C+5th+Edition-p-9780470631478>

Moradi, M., Aminzadeh, A., Rahmatabadi, D., & Hakimi, A. (2021). Experimental investigation on mechanical characterization of 3D printed PLA produced by fused deposition modeling (FDM). *Materials Research Express*, 8(3), 035304. <https://doi.org/10.1088/2053-1591/abe8f3>

Nagarjun, J., Kanchana, J., RajeshKumar, G., Manimaran, S., & Krishnaprakash, M. (2021). Enhancement of Mechanical Behavior of PLA Matrix Using Tamarind and Date Seed Micro Fillers. <Https://Doi.Org/10.1080/15440478.2020.1870616>, 19(12), 4662–4674. <https://doi.org/10.1080/15440478.2020.1870616>

Naguib, H. E., Park, C. B., & Reichelt, N. (2004). Fundamental foaming mechanisms governing the volume expansion of extruded polypropylene foams. *Journal of Applied Polymer Science*, 91(4), 2661–2668. <https://doi.org/10.1002/app.13448>

Naguib, H. E., Park, C. B., & Reichelt, N. (2004). Fundamental foaming mechanisms governing the volume expansion of extruded polypropylene foams. *Journal of Applied Polymer Science*, 91(4), 2661–2668. <https://doi.org/10.1002/app.13448>

Nofar, M., & Park, C. B. (2014). Poly (lactic acid) foaming. *Progress in Polymer Science*, 39(10), 1721–1741. <https://doi.org/10.1016/j.progpolymsci.2014.04.001>

- Nofar, M., Utz, J., Geis, N., Altstädt, V., & Ruckdäschel, H. (2022). Foam 3D Printing of Thermoplastics: A Symbiosis of Additive Manufacturing and Foaming Technology. *Advanced Science*, 9(11), 2105701. <https://doi.org/10.1002/ADVS.202105701>
- Oksman, K., Skrifvars, M., & Selin, J. F. (2003). Natural fibres as reinforcement in polylactic acid (PLA) composites. *Composites Science and Technology*, 63(9), 1317–1324. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(03\)00103-9](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(03)00103-9)
- Pecharromán, J. M. P., & Veiga, R. (2017). Estudo Sobre a Indústria Brasileira e Europeia de Veículos Aéreos Não Tripulados. *Diálogo Setorial União Europeia-Brasil: Estudo Sobre a Indústria Brasileira E Europeia De Veículos Aéreos Não Tripulados*, 92. www.dialogossetoriais.org
- Peery, D. J. (2011). *Aircraft Structures Peery.pdf*.
- Popescu, D., Zapciu, A., Amza, C., Baciu, F., & Marinescu, R. (2018). FDM process parameters influence over the mechanical properties of polymer specimens: A review. *Polymer Testing*, 69, 157–166. <https://doi.org/10.1016/J.POLYMERTESTING.2018.05.020>
- Rajaguru, K., Karthikeyan, T., & Vijayan, V. (2020). Additive manufacturing-State of art. *Materials Today: Proceedings*, 21, 628–633. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2019.06.728>
- Ramesh, P. S., & Muruga Lal Jeyan, J. v. (2022). Comparative Analysis of Fixed-Wing, Rotary-Wing and Hybrid Mini Unmanned Aircraft Systems (UAS) from the Applications Perspective. *INCAS Bulletin*, 14(1), 137–151. <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2022.14.1.12>
- Rodrigues, L. E. M. J. (2013). *Fundamentos da engenharia aeronautica*.
- Sanivada, U. K., Mármol, G., Brito, F. P., & Fangueiro, R. (2020). PLA Composites Reinforced with Flax and Jute Fibers—A Review of Recent Trends, Processing Parameters and Mechanical Properties. *Polymers 2020, Vol. 12, Page 2373, 12(10)*, 2373. <https://doi.org/10.3390/POLYM12102373>
- Sanivada, U. K., Mármol, G., Brito, F. P., & Fangueiro, R. (2020). PLA Composites Reinforced with Flax and Jute Fibers—A Review of Recent Trends, Processing Parameters and Mechanical Properties. *Polymers 2020, Vol. 12, Page 2373, 12(10)*, 2373. <https://doi.org/10.3390/POLYM12102373>
- Sharifabad, S. S., Derazkola, H. A., Esfandyar, M., Elyasi, M., & Khodabakhshi, F. (2021). Mechanical properties of HA@Ag/PLA nanocomposite structures prepared by extrusion-based additive manufacturing. *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, 118, 104455. <https://doi.org/10.1016/j.jmbbm.2021.104455>
- Shi, X., Wang, L., Kang, Y., Qin, J., Li, J., Zhang, H., Fan, X., Liu, Y., & Zhang, G. (2018). Effect of poly(butylene succinate) on the microcellular foaming of polylactide using supercritical carbon dioxide. *Journal of Polymer Research 2018 25:11, 25(11)*, 1–12. <https://doi.org/10.1007/S10965-018-1620-5>
- Skawiński, I., & Goetzendorf-Grabowski, T. (2019). FDM 3D printing method utility assessment in small RC aircraft design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 91(6), 865–872. <https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2018-0189>
- Srinivasan, R., Prathap, P., Raj, A., Kannan, S. A., & Deepak, V. (2020). Influence of fused deposition modeling process parameters on the mechanical properties of PETG parts. *Materials Today: Proceedings*, 27(xxxx), 1877–1883. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.03.809>
- Su, A., & Al'Aref, S. J. (2018). History of 3D Printing. *3D Printing Applications in Cardiovascular Medicine*, 1–10. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-803917-5.00001-8>

Subramaniam, S. R., Samykano, M., Selvamani, S. K., Ngui, W. K., Kadirgama, K., Sudhakar, K., & Idris, M. S. (2019). 3D printing: Overview of PLA progress. *AIP Conference Proceedings*, 2059(1), 020015. <https://doi.org/10.1063/1.5085958>

Traub, L. W. (2011). Range and endurance estimates for battery-powered aircraft. *Journal of Aircraft*, 48(2), 703–707. <https://doi.org/10.2514/1.C031027>

Tümer, E. H., & Erbil, H. Y. (2021). Extrusion-Based 3D Printing Applications of PLA Composites: A Review. *Coatings 2021, Vol. 11, Page 390, 11(4)*, 390. <https://doi.org/10.3390/COATINGS11040390>

Turner, B. N., Strong, R., & Gold, S. A. (2014). A review of melt extrusion additive manufacturing processes: I. Process design and modeling. *Rapid Prototyping Journal*, 20(3), 192–204. <https://doi.org/10.1108/RPJ-01-2013-0012/FULL/XML>

UVAToday. (2012). *Student Engineers Design, Build, Fly 'Printed' Airplane | UVA Today*. STUDENT ENGINEERS DESIGN, BUILD, FLY 'PRINTED' AIRPLANE. <https://news.virginia.edu/content/student-engineers-design-build-fly-printed-airplane>

Villamil Jiménez, J. A., le Moigne, N., Bénézet, J. C., Sauceau, M., Sescousse, R., & Fages, J. (2020). Foaming of PLA Composites by Supercritical Fluid-Assisted Processes: A Review. *Molecules 2020, Vol. 25, Page 3408, 25(15)*, 3408. <https://doi.org/10.3390/MOLECULES25153408>

Wang, G., Zhang, D., Wan, G., Li, B., & Zhao, G. (2019). Glass fiber reinforced PLA composite with enhanced mechanical properties, thermal behavior, and foaming ability. *Polymer*, 181, 121803. <https://doi.org/10.1016/J.POLYMER.2019.121803>

Wang, Y., Zhou, Y., Lin, L., Corker, J., & Fan, M. (2020). Overview of 3D additive manufacturing (AM) and corresponding AM composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 139, 106114. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2020.106114>

Wickramasinghe, S., Do, T., & Tran, P. (2020). FDM-Based 3D Printing of Polymer and Associated Composite: A Review on Mechanical Properties, Defects and Treatments. *Polymers 2020, Vol. 12, Page 1529, 12(7)*, 1529. <https://doi.org/10.3390/POLYM12071529>

Wohlers, T., & Gornet, T. (2015). *History of Additive Manufacturing*.

Wong, K. v, & Hernandez, A. (2012). A Review of Additive Manufacturing. *International Scholarly Research Network ISRN Mechanical Engineering*, 2012. <https://doi.org/10.5402/2012/208760>

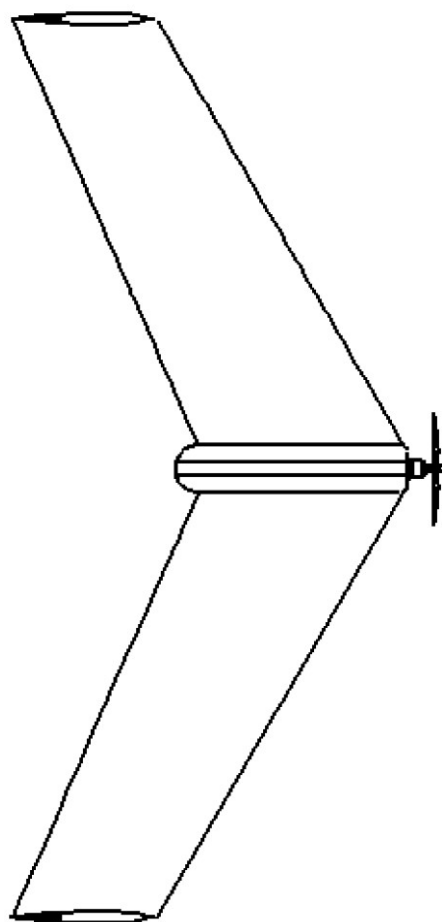
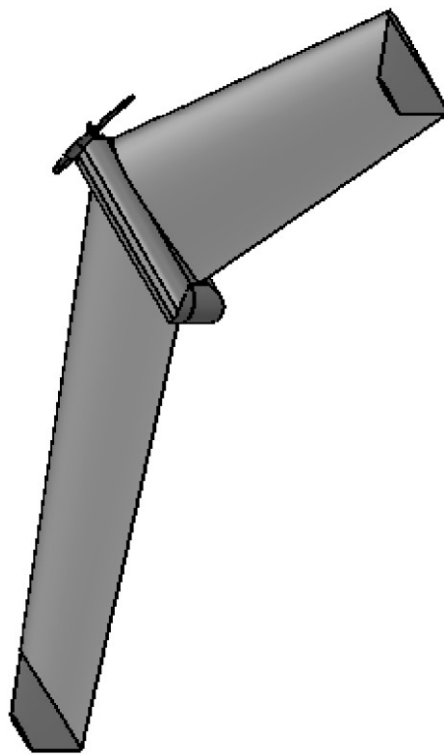
Yousefi Kanani, A., Rennie, A. E. W., & Abd Rahim, S. Z. bin. (2022). Additively manufactured foamed polylactic acid for lightweight structures. *Rapid Prototyping Journal*, June. <https://doi.org/10.1108/RPJ-03-2022-0100>

Anexos

ANEXO A – Ficha Técnica do SU-H16

#	Variable	Symbol	Value	
1	Name	NAME	SU-H16	
2	Country Of Origin	CNRY	Egypt	
3	First Flight	YEAR	2016	
4	Views	VIEW	See Appendix F	
5	Type	TYPE	Small homebuilt	
6	Category	CATG	Electric propeller-driven	
7	Size	SIZE	Small	
8	Number of Engines	NENG	1	
9	Wing Span	b	1.55 m	5.085 ft
10	Drag Polar Coefficient 1	C_{DO}	0.019544	
11	Drag Polar Coefficient 2	K	0.0734104	
12	Oswald Efficiency Factor	e_0	0.83	
13	Gross Weight	W_{TO}	10.3005 N	2.31485 lb
14	Empty Weight	W_E	5.9841 N	1.03448 lb
15	Payload Weight	W_{PL}	0.981 N	0.22046 lb
16	Electronics Weight	W_{Elec}	3.3354 N	0.74957 lb
17	Power Plant	ENGM	DYS D2282	
18	Type	ENGT	Propeller-driven	
19	Fuel Type	ENGF	Electric	
20	Power	PA	102 W	0.13678 hp
21	Thrust	TA	5.1012 N	1.1464 lb
22	Power to Weight Ratio	PA/W_{TO}	9.902 m/s	32.4883 ft/s
23	Thrust to Weight Ratio	TA/W_{TO}	0.495	
24	Location	LOCA	Mid Wing	
25	Plan-Form Type	PLAN	Tapered	
26	Airfoil Root Designation	ARFR	HS522	
27	Airfoil Tip Designation	ARFT	HS522	
28	Surface Material	AC SM	Foam	
29	High Lift Device (Type)	HLDT	TE: Plain Flap	
30	HLD (Deflection, Max.)	HLTO	15	deg

31	Area	S	0.459885 m ²	4.95 ft ²
32	Aspect Ratio	AR	5.224	
33	Taper Ratio	2	0.703174	
34	Average Chord	c_A	0.3005 m	0.9859 ft
35	Mean Aero Chord (mac)	c_m	0.30356 m	0.99593 ft
36	Dihedral Angle	Ξ	0 deg.	
37	Sweep-Back Angle (LE)	Λ_{LE}	30.55 deg.	
38	Span Loading	W_{TO}/b	6.6455 N/m	0.09366 lb/ft
39	Wing Loading	W_{TO}/S	22.397 N/m ²	0.02855 lb/ft ²
40	Wing Incidence	$\alpha_i(y)$	0 deg	
41	Lift-Curve Slope (3-D)	$C_{L\alpha}$	0.0635 /deg.	
42	Zero-Lift Angle of Attack	α_{0L}	- 0.96 deg.	
43	Stall Angle of Attack	α_{St}	12.5 deg.	
44	Max Lift Coeff	C_{Lmax}	0.8548	
45	Root Chord	C_R	0.3529 m	1.1578 ft
46	Tip Chord	C_T	0.24815 m	0.8141 ft



ANEXO B – Código de determinação dos esforços internos - SU-H16

```

% Cálculo da Corda de Stender para o modelo padrão

X = 0:0.005:0.775; % Comprimento da semi-envergadura
Corda_real = -0.1352.*X + 0.3529; % Variação da corda ao longo da semi-enve
rgadura na asa real

S = 0.459885; % Área Alar

A = 0.775; % Semienvergadura na elipse
B = 0.459885/(pi*A); % Cálculo da dimensão B da elipse (Corda
máxima)
Y = ((1-((X.^2)/(A^2)))*B^2).^0.5; % Valores de semi-cordas na elipse ao lon
go da semi envergadura
Corda_elipse = 2*Y; % Corda total da elipse ao longo da semi
envergadura

Corda_Stender = (Corda_real.*Corda_elipse).^0.5; % Cálculo da corda de Stender.

figure(1)
plot(X,Corda_real,'LineWidth',5)
hold on

plot(X,Corda_elipse,'LineWidth',5)
hold on

plot(X,Corda_Stender,'LineWidth',5)
legend('Corda real','Corda elipse','Corda Stender')
title('Comparativo entre as cordas de Stender, Real e Elíptica')
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
xlabel('Semi-envergadura')
ylabel('Corda Alar')
grid on
hold off

% Cálculo dos segmentos de áreas

fun_1 = @(k) ((-0.1352.*k + 0.3529).*(2*((1-((k.^2)/(0.775^2)))*0.1889^2).^0.5)).^0.5; %Fu
nção para cálculo dos segmentos de áreas

inc = [0:0.051666:0.826666666666667]; % Semi-envergadura dividida em 15 partes, cada parte
tem uma largura de 0.051666m
i = 1;
SegmentArea = zeros(1,15);

while i < 16
    SegmentArea(i) = integral(fun_1, inc(i), inc(i+1)); % Cálculo de cada segmento por int
egral (m²)
    i = i+1;
end

% Cálculo da sustentação à velocidade de mergulho
% Sustentação igual ao peso máximo em situação de equilíbrio

m = 1.05; % Nova massa total do VANT
W = m*9.81;
n = 2.5; % Menor fator de carga possível de acordo com a norma

```

```

L_max = n*W; % A sustentação máxima será o fator de carga (2,5) vezes o
peso da aeronave.
L_max = L_max/2; % Divisão por 2 ocorre para relacionar a sustentação à semi
asa.

% Cálculo da distribuição da sustentação

S = sum(SegmentArea); % Area Alar dividida por 2
i = 1; % Contador
L = zeros(1,15); % Pré alocação
while i < 16
    L(i) = (SegmentArea(i)*L_max/S); % Cálculo da distribuição da sustentação
    i = i+1;
end

L(end+1) = 0;
x = 0:0.051666666666667:0.775;
x(end+1)=0.775;

figure(2)
plot(x,L,'LineWidth',5)
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
grid on
title('Distribuição da sustentação ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Sustentação (N)')

% Cálculo da distribuição do peso da asa
m3d = 0.61; % Massa estrutura 3D
mlong = 0.0*2; % Massa longarinas
w_est_tot = (m3d+mlong)/2; % Peso estrutural total dividido por 2.

i = 1;
w_est = zeros(1,15);
while i < 16
    w_est(i) = (SegmentArea(i)*w_est_tot/S); % Cálculo do peso para cada segmento
    i = i+1;
end
w_est(end+1) = 0;

figure(3)
plot(x,w_est,'LineWidth',5)
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
grid on
title('Distribuição do peso estrutural ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Peso estrutural (N)')

% Cálculo da força cortante em z

Col1z = inc; % Coluna 1: Distância da linha central à ponta da asa;

Resz = flip(L-w_est); % Resultante em Z

Col2z = [0 Resz/0.0517]; % Coluna 2: Distribuição da carga aerodinâmica
vertical por unidade de comprimento

```



```

Col3z = zeros(1,15); % Coluna 3: Deltay, calculado por deltay = y(i+1)
- y(i)

i = 1; % Contador da Coluna 3

while i<16
    Col3z(i) = inc(i+1) - inc(i);
    i = i+1;
end

deltaVz = zeros(1,15); % Coluna 4: Incremento em Z
i = 1; % Contador do incremento da cortante

while i < 16
    deltaVz(i) = ((Col2z(i) + Col2z(i+1))/2)*Col3z(i); % Cálculo do incremento da cortante
em Z para cada segmento
    i = i+1;
end

Vz = zeros(1,16); % Coluna 5: Força cortante em Z
i = 3; % Contador da cortante em Z
Vz(2) = deltaVz(1);
while i < 17
    Vz(i) = Vz(i-1)+ deltaVz(i-1);
    i = i+1;
end

% Cálculo do momento fletor em torno de x

deltaMx = zeros(1,15); % Coluna 6: Incremento em M
i = 1;

while i < 16
    deltaMx(i) = ((Vz(i)+Vz(i+1))/2)*Col3z(i); % Cálculo do incremento do momento em Z pa
ra cada segmento
    i = i+1;
end

Mfx = zeros(1,16); % Coluna 7: Momento Fletor
Mfx(1) = 0;
Mfx(2) = deltaMx(1);
i = 3;

while i < 17
    Mfx(i) = Mfx(i-1) + deltaMx(i-1);
    i = i+1;
end

% Cálculo do momento torçor

MAC = zeros(1,15); % Corda média aerodinâmica de cada seção

taper = 0; % Taper Ratio
i = 1; % Contador
rc = 0; % Corda da raiz do segmento
tc = 0; % Corda da ponta do segmento

```

```

while i < 16
    rc = ((-0.1352.*inc(i) + 0.3529).*(2*((1-((inc(i).^2)/(0.775^2)))*0.1889^2).^0.5)).^0.5;
5;
    tc = ((-0.1352.*inc(i+1) + 0.3529).*(2*((1-((inc(i+1).^2)/(0.775^2)))*0.1889^2).^0.5)).^0.5;
    taper = tc/rc;
    MAC(i) = rc*(2/3)*((1+taper+taper^2)/(1+taper));
    i = i+1;
end

Mtor = zeros(1,15);      % Tensão de torção em cada segmento
i = 1;
Cm = -0.0391;           % Coeficiente de momento para 0 graus
rho_inf = 1.225;       % Massa específica do ar
vel = 28;              % Velocidade de cruzeiro

while i < 16
    Mtor(i) = 0.5*rho_inf*(vel^2)*MAC(i)*SegmentArea(i)*(Cm);
    i = i+1;
end

Mtor_tot = sum(Mtor);   % Momento torsor total

x1 = 0.0258:0.0516667:0.8008;
x1 = flip(x1);
x1(end+1)=0;
% Distribuição da força cortante em z ao longo da asa

figure(4)
plot(x1,Vz,'LineWidth',5);
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição da força cortante ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Vz (N)')

% Distribuição do momento fletor em torno de x ao longo da asa

figure(5)
plot(x1,Mfx,'LineWidth',5);
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição do momento fletor ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Mx (N.m)')

% Cálculo da força cortante em x

% Cálculo do arrasto máximo

% Pelos testes de voo desenvolvidos, vê-se que o ângulo de ataque de

```

```

% cruzeiro é de aproximadamente 0 graus. (Página 89 do pdf)

% Com esse ângulo de ataque, pode-se consultar o gráfico CD x Alpha (Página
% 68 do pdf).
% Lá vê-se que para esse ângulo de ataque, têm-se um CD de aproximadamente
% 0.001.

Cd = 0.02;

% A velocidade de cruzeiro é de aproximadamente 28 m/s (página 91 do pdf)
% Assim pode-se calcular o arrasto do VANT em cruzeiro.

rho_inf = 1.225;
vel = 35;

Dmax = 0.5*Cd*rho_inf*(vel^2)*S;    % Cálculo do arrasto máximo

% Cálculo do arrasto para cada segmento

i = 1;
D = zeros(1,15);
while i < 16
    D(i) = (SegmentArea(i)*Dmax/S); %Cálculo do peso da longarina para cada segmento
    i = i+1;
end
D(end+1)=0;
% Distribuição do arrasto ao longo da asa

figure(6)
plot(x,D,'LineWidth',5)
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição do arrasto ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Arrasto (N)')

% Cálculo da força cortante em z

Col1x = flip(inc);                % Coluna 1: Distância da linha central à ponta da
asa;

Resx = flip(D);                  % Resultante em X

Col2x = [0 Resx/0.0517];        % Coluna 2: Distribuição do arrasto por unidad
e de comprimento

Col3x = zeros(1,15);            % Coluna 3: Deltay, calculado por deltay = y(i+1)
- y(i)

i = 1;                            % Contador da Coluna 3

while i<16
    Col3x(i) = inc(i+1) - inc(i);
    i = i+1;
end

```

```

deltaVx = zeros(1,15);           % Coluna 4: Incremento em X
i = 1;                           % Contador do incremento da cortante

while i < 16
    deltaVx(i) = ((Col2x(i) + Col2x(i+1))/2)*Col3x(i); % Cálculo do incremento da cortante
em X para cada segmento
    i = i+1;
end

Vx = zeros(1,16);               % Coluna 5: Força cortante em X
i = 3;                           % Contador da cortante em X
Vx(2) = deltaVx(1);
while i < 17
    Vx(i) = Vx(i-1) + deltaVx(i-1);
    i = i+1;
end

% Cálculo do momento fletor em torno de z

deltaMz = zeros(1,15);         % Coluna 6: Incremento em Mz
i = 1;

while i < 16
    deltaMz(i) = ((Vx(i)+Vx(i+1))/2)*Col3x(i); % Cálculo do incremento do momento em Z pa
ra cada segmento
    i = i+1;
end

Mfz = zeros(1,16);            % Coluna 7: Momento Fletor em torno de z
Mfz(1) = 0;
Mfz(2) = deltaMz(1);
i = 3;

while i < 17
    Mfz(i) = Mfz(i-1) + deltaMz(i-1);
    i = i+1;
end

% Distribuição da força cortante em z ao longo da asa

figure(7)
plot(x1,Vx,'LineWidth',5);
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição da força cortante ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Vx (N)')

% Distribuição do momento fletor em torno de x ao longo da asa

figure(8)
plot(x1,Mfz,'LineWidth',5);

```

```

grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição do momento fletor ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Mz (N.m)')

Vy = 0;

Grandeza = {'Vx'; 'Ny'; 'Vz'; 'Mx'; 'T'; 'Mz'};
Valores = [sum(Vx); 0; sum(Vz)*-1; sum(Mfx); Mtortot; sum(Mfz)];

Tabela = table(Grandeza,Valores)

% Propriedades da Seção

%{
raio=1;
x0=0;
y0=0;
theta = linspace(0,2*pi,100);
plot(x0 + raio*cos(theta),y0 + raio*sin(theta),'-', 'LineWidth',3)
axis equal
hold on
plot(0,1,'oc', 'LineWidth',10)
plot(1,0,'og', 'LineWidth',10)
hold off
legend('Longarina','Ponto A','Ponto B')

%}

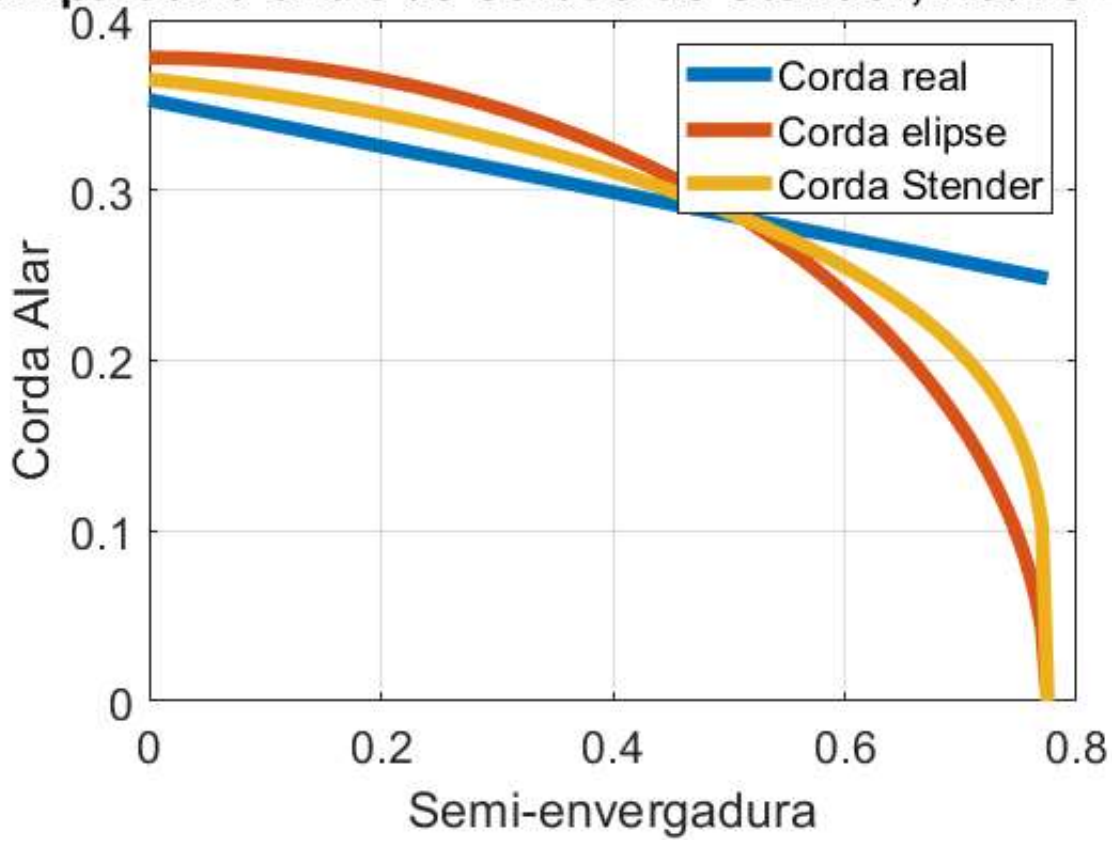
```

Tabela =

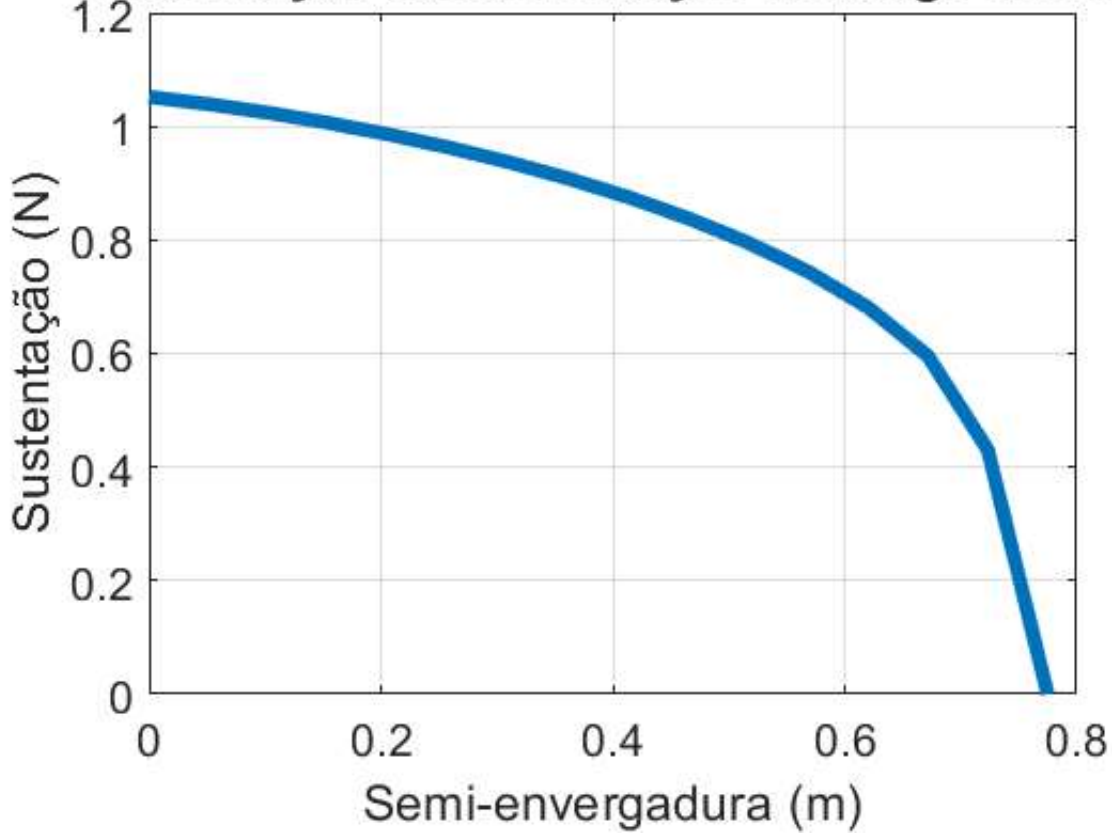
6×2 table

Grandeza	Valores
'Vx'	19.676
'Ny'	0
'Vz'	-71.771
'Mx'	16.013
'T'	-1.3266
'Mz'	4.3899

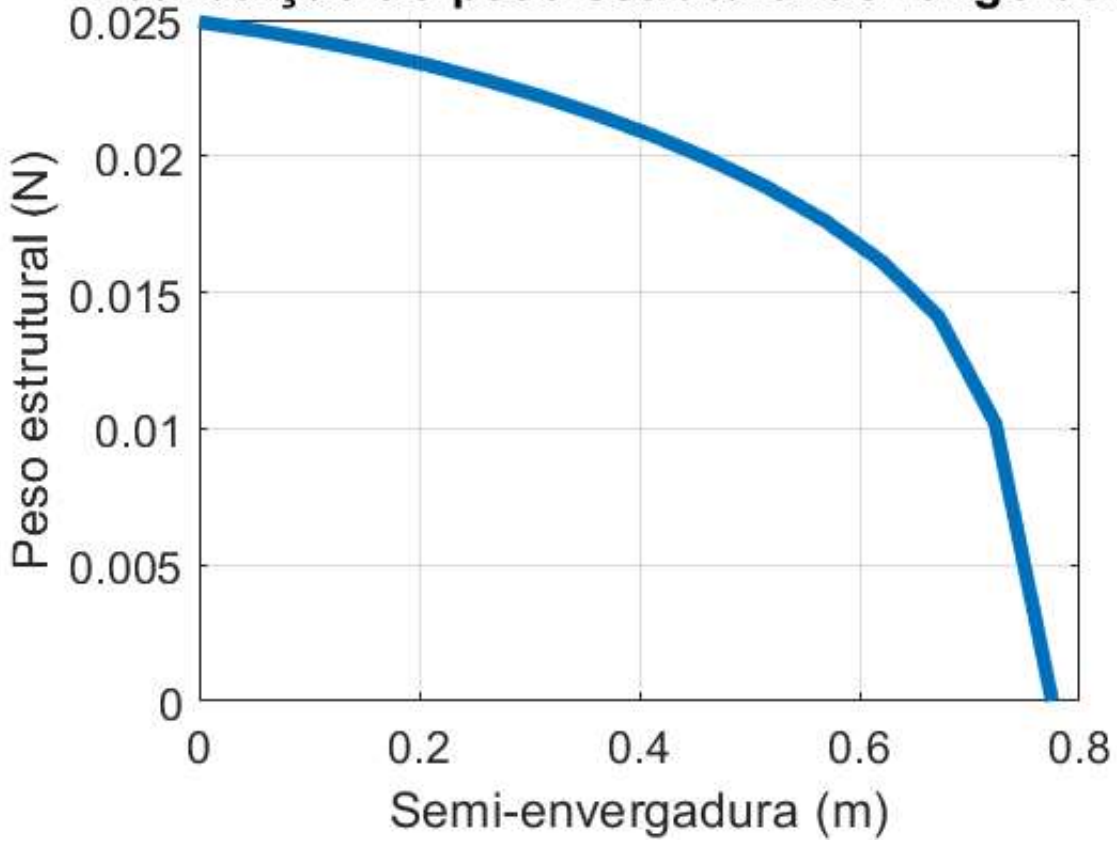
Comparativo entre as cordas de Stender, Real e Elíp



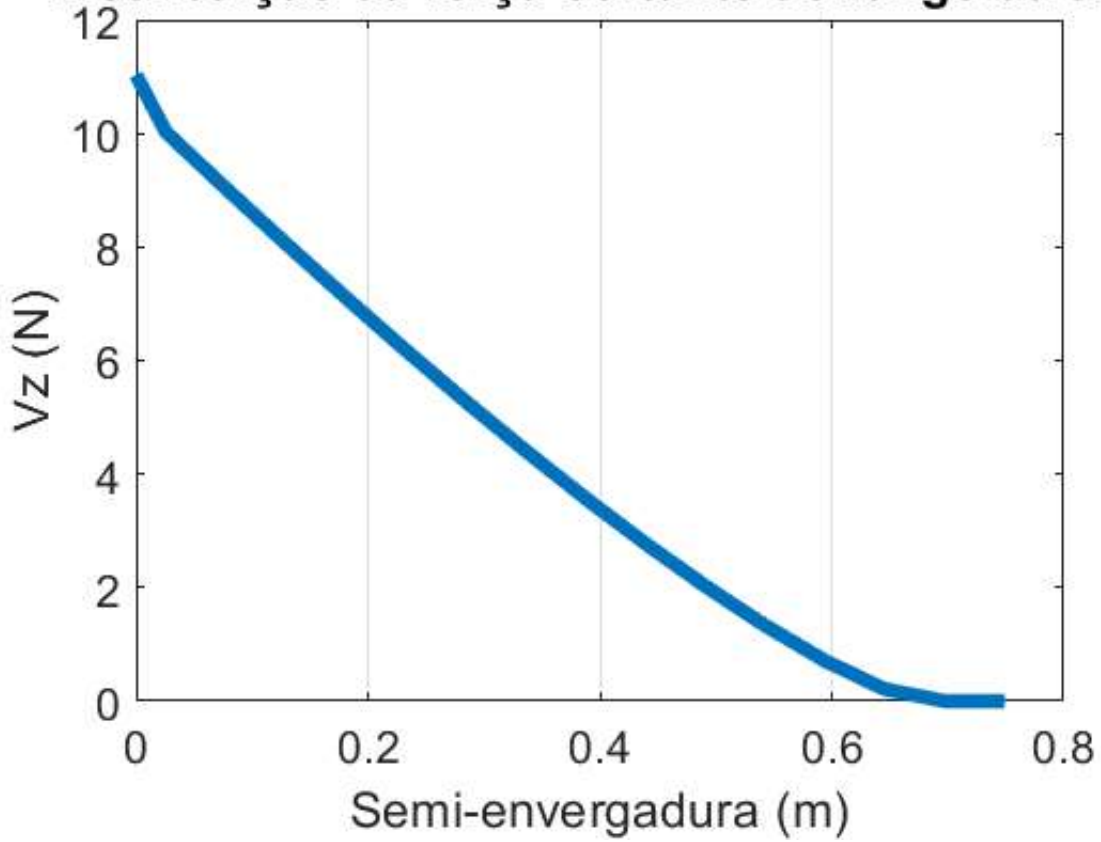
Distribuição da sustentação ao longo da asa



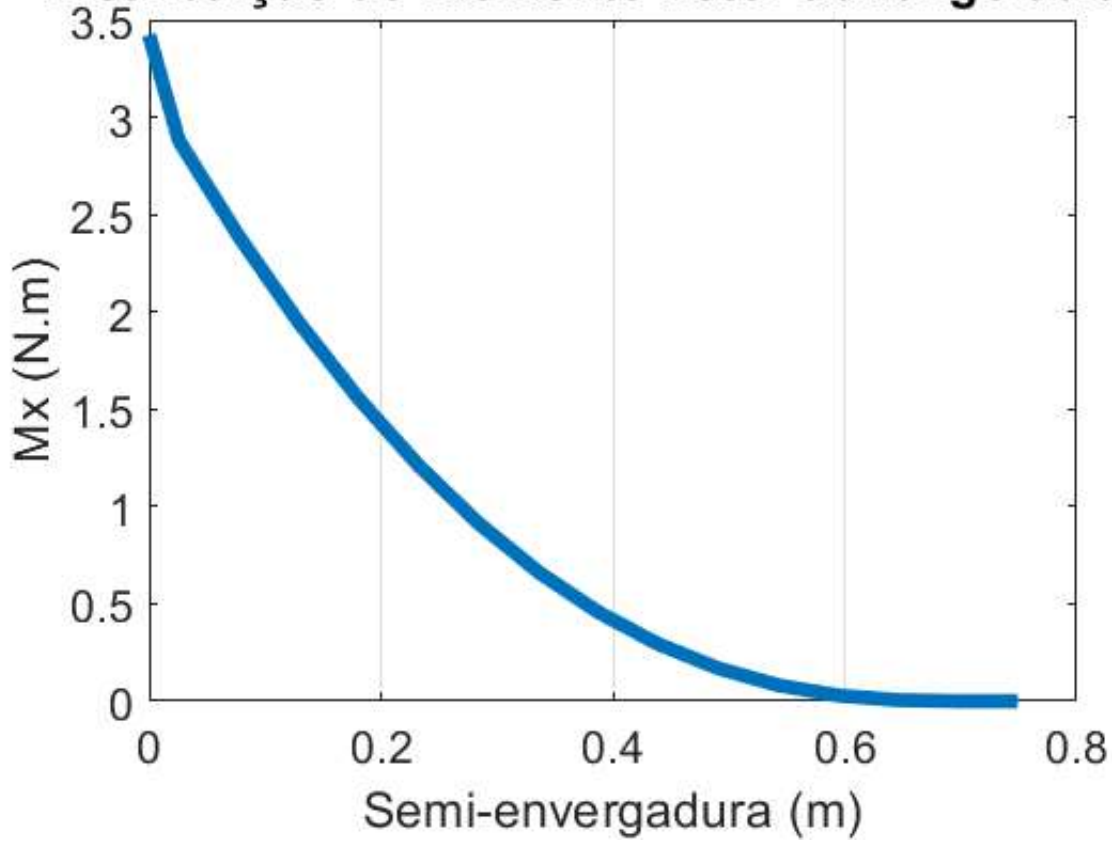
Distribuição do peso estrutural ao longo da asa



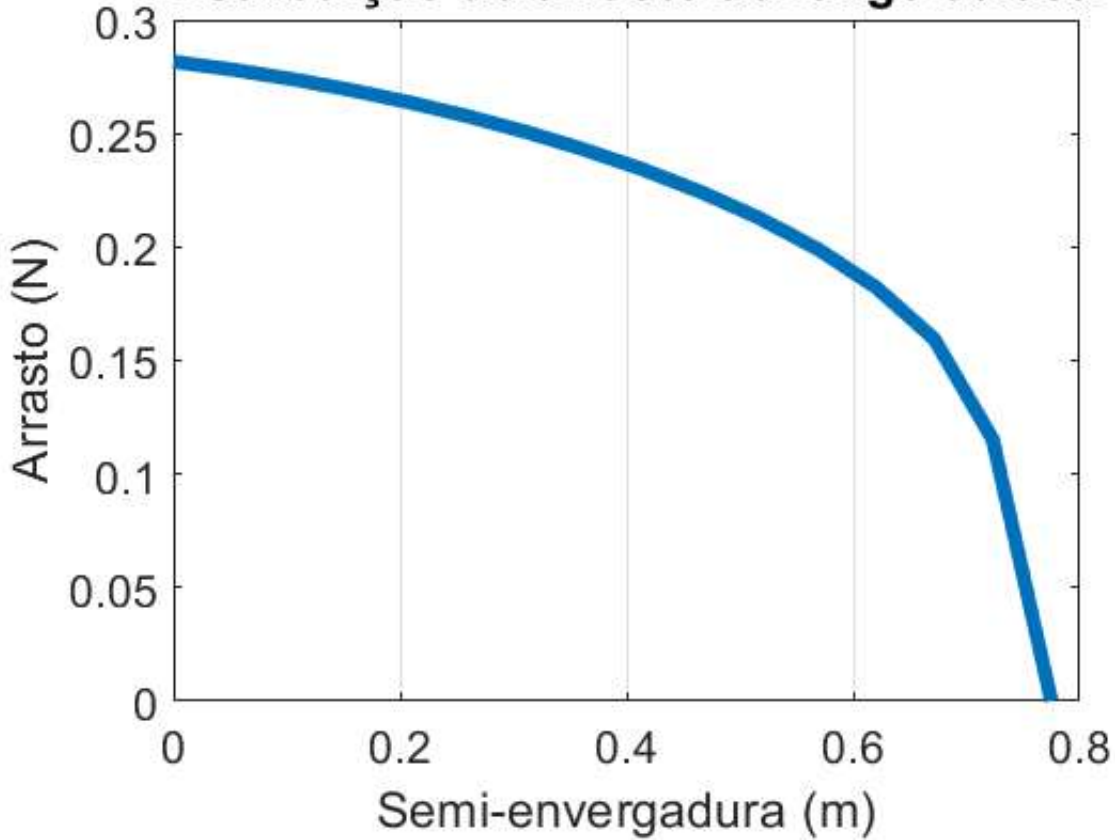
Distribuição da força cortante ao longo da asa



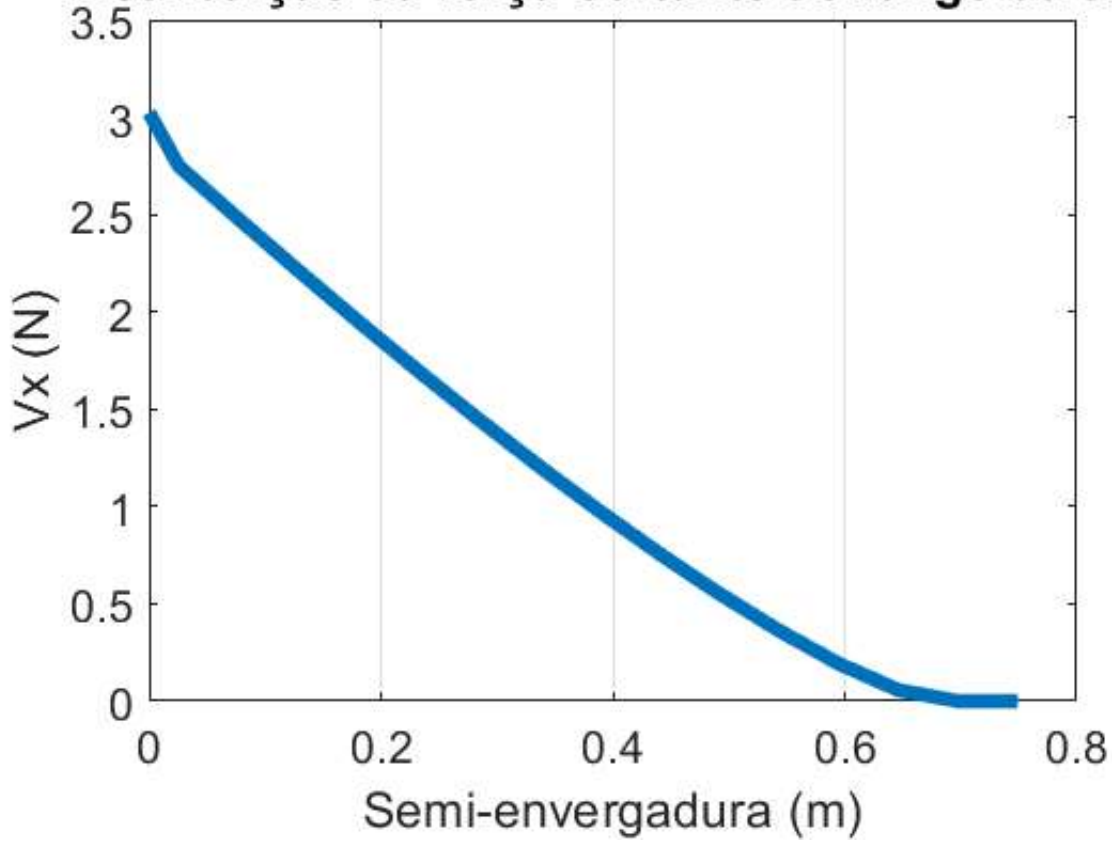
Distribuição do momento fletor ao longo da asa



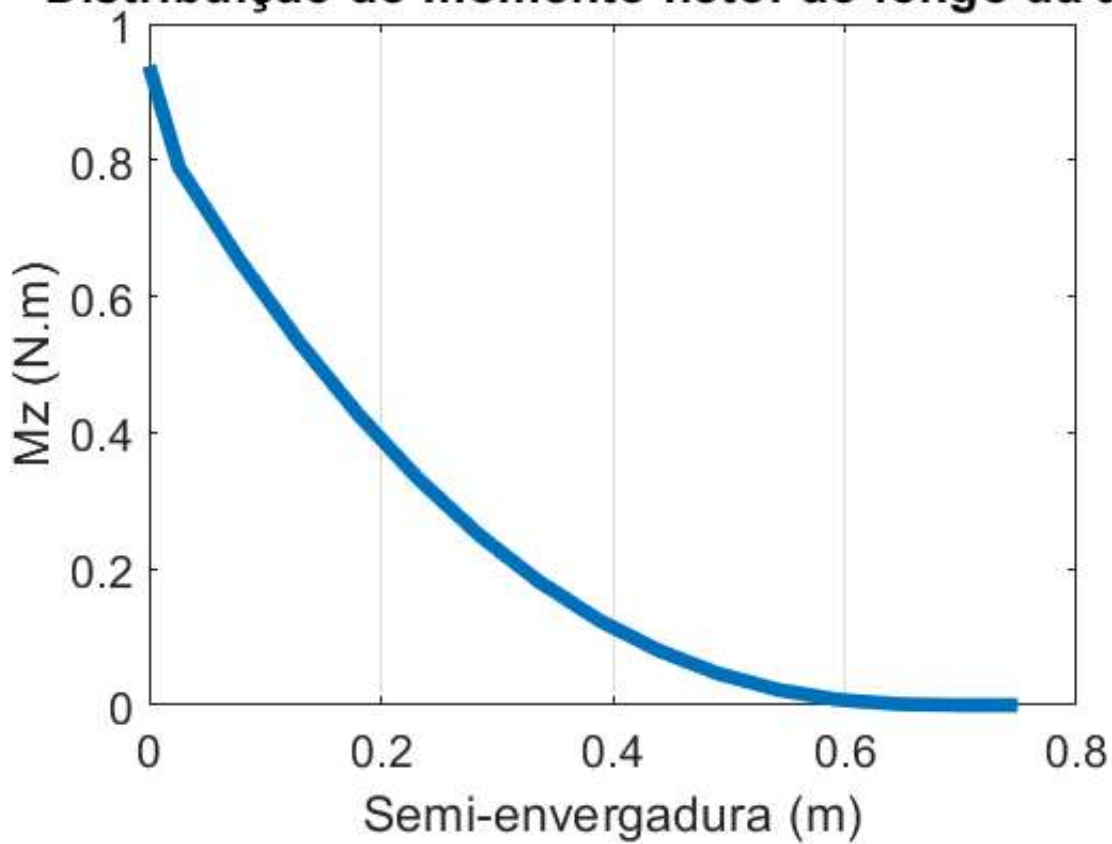
Distribuição do arrasto ao longo da asa



Distribuição da força cortante ao longo da asa



Distribuição do momento fletor ao longo da asa



ANEXO C – Código de determinação dos esforços internos - VANT proposto

```

% Cálculo da Corda de Stender para o modelo padrão

X = 0:0.005:0.775; % Comprimento da semi-envergadura
Corda_real = -0.1352.*X + 0.3529; % Variação da corda ao longo da semi-enve
rgadura na asa real

S = 0.459885; % Área Alar

A = 0.775; % Semienvergadura na elipse
B = 0.459885/(pi*A); % Cálculo da dimensão B da elipse (Corda
máxima)
Y = ((1-((X.^2)/(A^2)))*B^2).^0.5; % Valores de semi-cordas na elipse ao lon
go da semi envergadura
Corda_elipse = 2*Y; % Corda total da elipse ao longo da semi
envergadura

Corda_Stender = (Corda_real.*Corda_elipse).^0.5; % Cálculo da corda de Stender.

figure(1)
plot(X,Corda_real,'LineWidth',5)
hold on

plot(X,Corda_elipse,'LineWidth',5)
hold on

plot(X,Corda_Stender,'LineWidth',5)
legend('Corda real','Corda elipse','Corda Stender')
title('Comparativo entre as cordas de Stender, Real e Elíptica')
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
xlabel('Semi-envergadura')
ylabel('Corda Alar')
grid on
hold off

% Cálculo dos segmentos de áreas

fun_1 = @(k) ((-0.1352.*k + 0.3529).*(2*((1-((k.^2)/(0.775^2)))*0.1889^2).^0.5)).^0.5; %Fu
nção para cálculo dos segmentos de áreas

inc = [0:0.051666:0.826666666666667]; % Semi-envergadura dividida em 15 partes, cada parte
tem uma largura de 0.051666m
i = 1;
SegmentArea = zeros(1,15);

while i < 16
    SegmentArea(i) = integral(fun_1, inc(i), inc(i+1)); % Cálculo de cada segmento por int
egral (m²)
    i = i+1;
end

% Cálculo da sustentação à velocidade de mergulho
% Sustentação igual ao peso máximo com fator de carga em 2,5

m = 0.9492; % Nova massa total do VANT
W = m*9.81;
n = 2.5; % Menor fator de carga possível de acordo com a norma

```

```

L_max = n*W; % A sustentação máxima será o fator de carga (2,5) vezes o
peso da aeronave.
L_max = L_max/2; % Divisão por 2 ocorre para relacionar a sustentação à semi
asa.

% Cálculo da distribuição da sustentação

S = sum(SegmentArea); % Area Alar dividida por 2
i = 1; % Contador
L = zeros(1,15); % Pré alocação
while i < 16
    L(i) = (SegmentArea(i)*L_max/S); % Cálculo da distribuição da sustentação
    i = i+1;
end

L(end+1) = 0;
x = 0:0.051666666666667:0.775;
x(end+1)=0.775;

figure(2)
plot(x,L,'LineWidth',5)
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
grid on
title('Distribuição da sustentação ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Sustentação (N)')

% Cálculo da distribuição do peso da asa
m3d = 0.45; % Massa estrutura 3D
mlong = 0.0296*2; % Massa longarinas
w_est_tot = (m3d+mlong)/2; % Peso estrutural total dividido por 2.

i = 1;
w_est = zeros(1,15);
while i < 16
    w_est(i) = (SegmentArea(i)*w_est_tot/S); % Cálculo do peso para cada segmento
    i = i+1;
end
w_est(end+1) = 0;

figure(3)
plot(x,w_est,'LineWidth',5)
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
grid on
title('Distribuição do peso estrutural ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Peso estrutural (N)')

% Cálculo da força cortante em z

Col1z = inc; % Coluna 1: Distância da linha central à ponta da asa;

Resz = flip(L-w_est); % Resultante em Z

Col2z = [0 Resz/0.0517]; % Coluna 2: Distribuição da carga aerodinâmica
vertical por unidade de comprimento

```

```

Col3z = zeros(1,15); % Coluna 3: Deltay, calculado por deltay = y(i+1)
- y(i)

i = 1; % Contador da Coluna 3

while i<16
    Col3z(i) = inc(i+1) - inc(i);
    i = i+1;
end

deltaVz = zeros(1,15); % Coluna 4: Incremento em Z
i = 1; % Contador do incremento da cortante

while i < 16
    deltaVz(i) = ((Col2z(i) + Col2z(i+1))/2)*Col3z(i); % Cálculo do incremento da cortante
em Z para cada segmento
    i = i+1;
end

Vz = zeros(1,16); % Coluna 5: Força cortante em Z
i = 3; % Contador da cortante em Z
Vz(2) = deltaVz(1);
while i < 17
    Vz(i) = Vz(i-1)+ deltaVz(i-1);
    i = i+1;
end

% Cálculo do momento fletor em torno de x

deltaMx = zeros(1,15); % Coluna 6: Incremento em M
i = 1;

while i < 16
    deltaMx(i) = ((Vz(i)+Vz(i+1))/2)*Col3z(i); % Cálculo do incremento do momento em Z pa
ra cada segmento
    i = i+1;
end

Mfx = zeros(1,16); % Coluna 7: Momento Fletor
Mfx(1) = 0;
Mfx(2) = deltaMx(1);
i = 3;

while i < 17
    Mfx(i) = Mfx(i-1) + deltaMx(i-1);
    i = i+1;
end

% Cálculo do momento torçor

MAC = zeros(1,15); % Corda média aerodinâmica de cada seção

taper = 0; % Taper Ratio
i = 1; % Contador
rc = 0; % Corda da raiz do segmento
tc = 0; % Corda da ponta do segmento

```

```

while i < 16
    rc = ((-0.1352.*inc(i) + 0.3529).*(2*((1-((inc(i).^2)/(0.775^2)))*0.1889^2).^0.5)).^0.5;
5;
    tc = ((-0.1352.*inc(i+1) + 0.3529).*(2*((1-((inc(i+1).^2)/(0.775^2)))*0.1889^2).^0.5)).^0.5;
    taper = tc/rc;
    MAC(i) = rc*(2/3)*((1+taper+taper^2)/(1+taper));
    i = i+1;
end

Mtor = zeros(1,15);      % Tensão de torção em cada segmento
i = 1;
Cm = -0.0391;           % Coeficiente de momento para 0 graus
rho_inf = 1.225;       % Massa específica do ar
vel = 28;              % Velocidade de cruzeiro

while i < 16
    Mtor(i) = 0.5*rho_inf*(vel^2)*MAC(i)*SegmentArea(i)*(Cm);
    i = i+1;
end

Mtor_tot = sum(Mtor);   % Momento torsor total

x1 = 0.0258:0.0516667:0.8008;
x1 = flip(x1);
x1(end+1)=0;
% Distribuição da força cortante em z ao longo da asa

figure(4)
plot(x1,Vz,'LineWidth',5);
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição da força cortante ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Vz (N)')

% Distribuição do momento fletor em torno de x ao longo da asa

figure(5)
plot(x1,Mfx,'LineWidth',5);
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição do momento fletor ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Mx (N.m)')

% Cálculo da força cortante em x

% Cálculo do arrasto máximo

% Pelos testes de voo desenvolvidos, vê-se que o ângulo de ataque de

```

```

% cruzeiro é de aproximadamente 0 graus. (Página 89 do pdf)

% Com esse ângulo de ataque, pode-se consultar o gráfico CD x Alpha (Página
% 68 do pdf).
% Lá vê-se que para esse ângulo de ataque, têm-se um CD de aproximadamente
% 0.001.

Cd = 0.02;

% A velocidade de cruzeiro é de aproximadamente 28 m/s (página 91 do pdf)
% Assim pode-se calcular o arrasto do VANT em cruzeiro.

rho_inf = 1.225;
vel = 35;

Dmax = 0.5*Cd*rho_inf*(vel^2)*S;    % Cálculo do arrasto máximo

% Cálculo do arrasto para cada segmento

i = 1;
D = zeros(1,15);
while i < 16
    D(i) = (SegmentArea(i)*Dmax/S); %Cálculo do peso da longarina para cada segmento
    i = i+1;
end
D(end+1)=0;
% Distribuição do arrasto ao longo da asa

figure(6)
plot(x,D,'LineWidth',5)
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição do arrasto ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Arrasto (N)')

% Cálculo da força cortante em z

Col1x = flip(inc);                % Coluna 1: Distância da linha central à ponta da
asa;

Resx = flip(D);                  % Resultante em X

Col2x = [0 Resx/0.0517];        % Coluna 2: Distribuição do arrasto por unidad
e de comprimento

Col3x = zeros(1,15);            % Coluna 3: Deltay, calculado por deltay = y(i+1)
- y(i)

i = 1;                            % Contador da Coluna 3

while i<16
    Col3x(i) = inc(i+1) - inc(i);
    i = i+1;
end

```

```

deltaVx = zeros(1,15);           % Coluna 4: Incremento em X
i = 1;                          % Contador do incremento da cortante

while i < 16
    deltaVx(i) = ((Col2x(i) + Col2x(i+1))/2)*Col3x(i); % Cálculo do incremento da cortante
em X para cada segmento
    i = i+1;
end

Vx = zeros(1,16);              % Coluna 5: Força cortante em X
i = 3;                          % Contador da cortante em X
Vx(2) = deltaVx(1);
while i < 17
    Vx(i) = Vx(i-1) + deltaVx(i-1);
    i = i+1;
end

% Cálculo do momento fletor em torno de z

deltaMz = zeros(1,15);         % Coluna 6: Incremento em Mz
i = 1;

while i < 16
    deltaMz(i) = ((Vx(i)+Vx(i+1))/2)*Col3x(i); % Cálculo do incremento do momento em Z pa
ra cada segmento
    i = i+1;
end

Mfz = zeros(1,16);             % Coluna 7: Momento Fletor em torno de z
Mfz(1) = 0;
Mfz(2) = deltaMz(1);
i = 3;

while i < 17
    Mfz(i) = Mfz(i-1) + deltaMz(i-1);
    i = i+1;
end

% Distribuição da força cortante em z ao longo da asa

figure(7)
plot(x1,Vx,'LineWidth',5);
grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição da força cortante ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Vx (N)')

% Distribuição do momento fletor em torno de x ao longo da asa

figure(8)
plot(x1,Mfz,'LineWidth',5);

```



```

grid on
set(gca, 'fontsize',16, 'Ygrid', 'off', 'Xgrid', 'on')
title('Distribuição do momento fletor ao longo da asa')
xlabel('Semi-envergadura (m)')
ylabel('Mz (N.m)')

Vy = 0;

Grandeza = {'Vx'; 'Ny'; 'Vz'; 'Mx'; 'T'; 'Mz'};
Valores = [sum(Vx); 0; sum(Vz)*-1; sum(Mfx); Mtortot; sum(Mfz)];

Tabela = table(Grandeza,Valores)

% Propriedades da Seção

%{
raio=1;
x0=0;
y0=0;
theta = linspace(0,2*pi,100);
plot(x0 + raio*cos(theta),y0 + raio*sin(theta),'-', 'LineWidth',3)
axis equal
hold on
plot(0,1,'oc', 'LineWidth',10)
plot(1,0,'og', 'LineWidth',10)
hold off
legend('Longarina','Ponto A','Ponto B')

%}

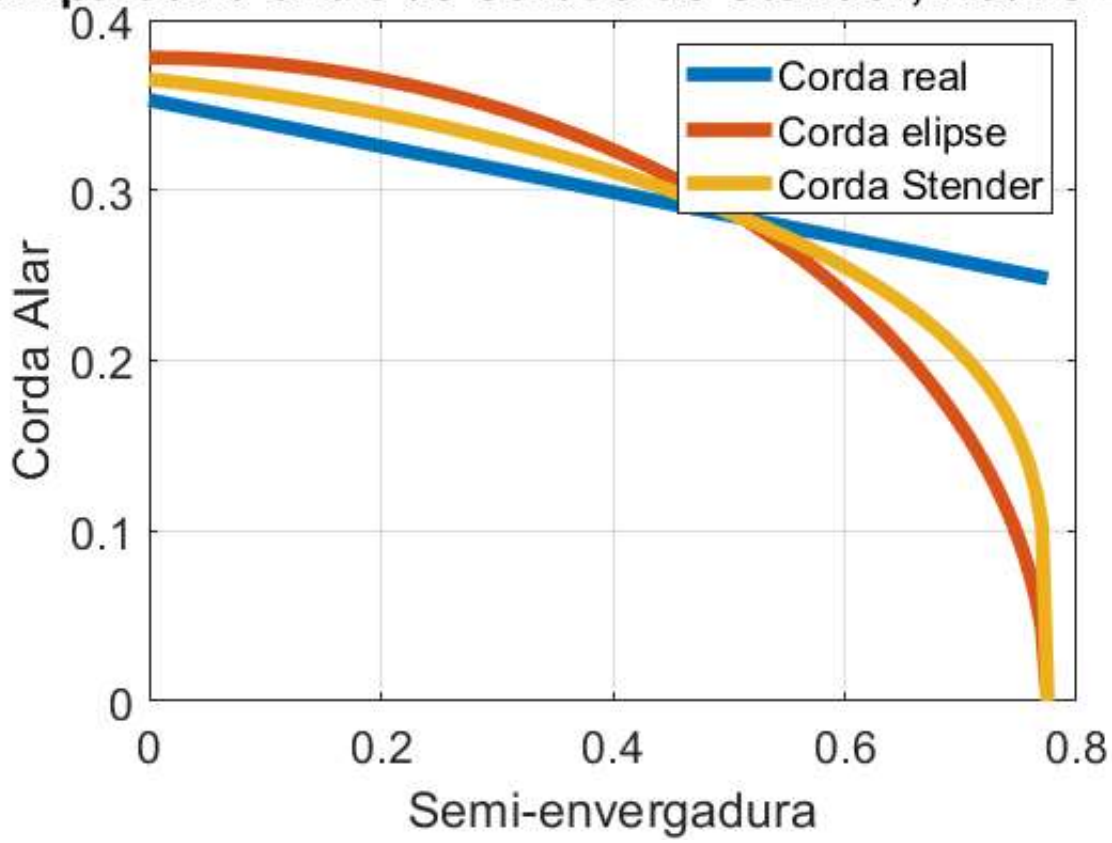
```

Tabela =

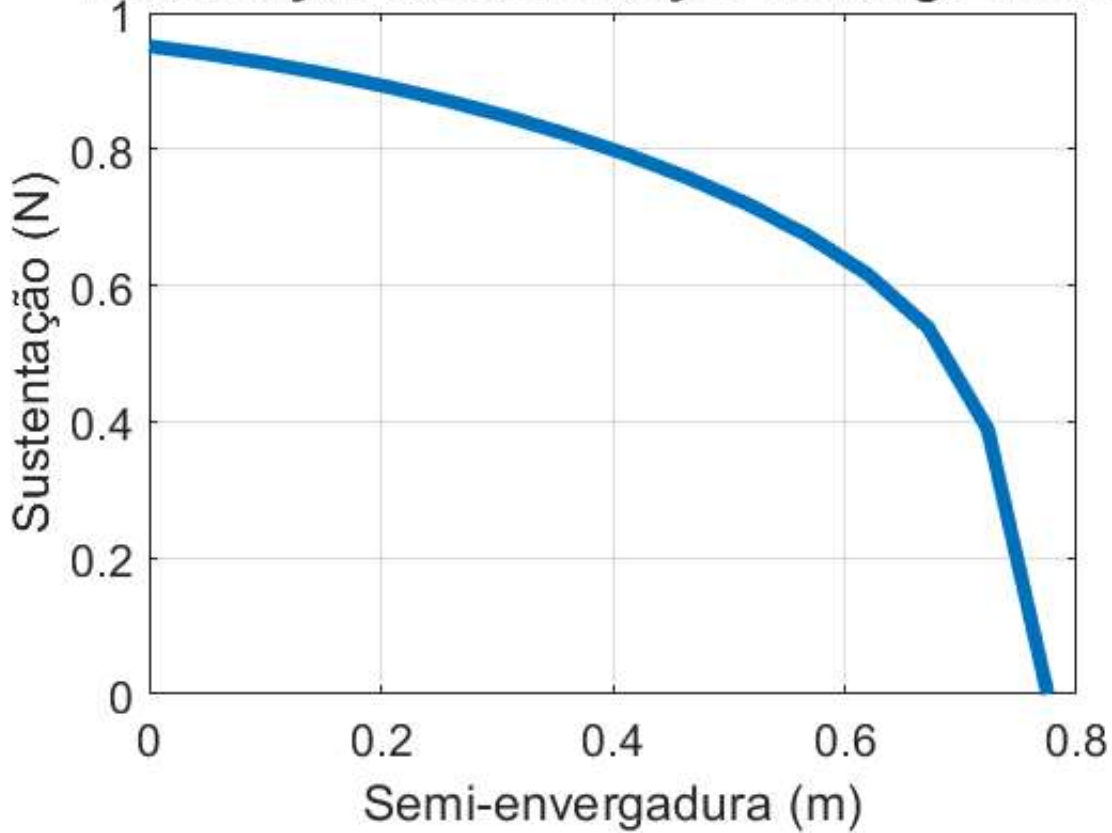
6×2 table

Grandeza	Valores
'Vx'	19.676
'Ny'	0
'Vz'	-65.001
'Mx'	14.502
'T'	-1.3266
'Mz'	4.3899

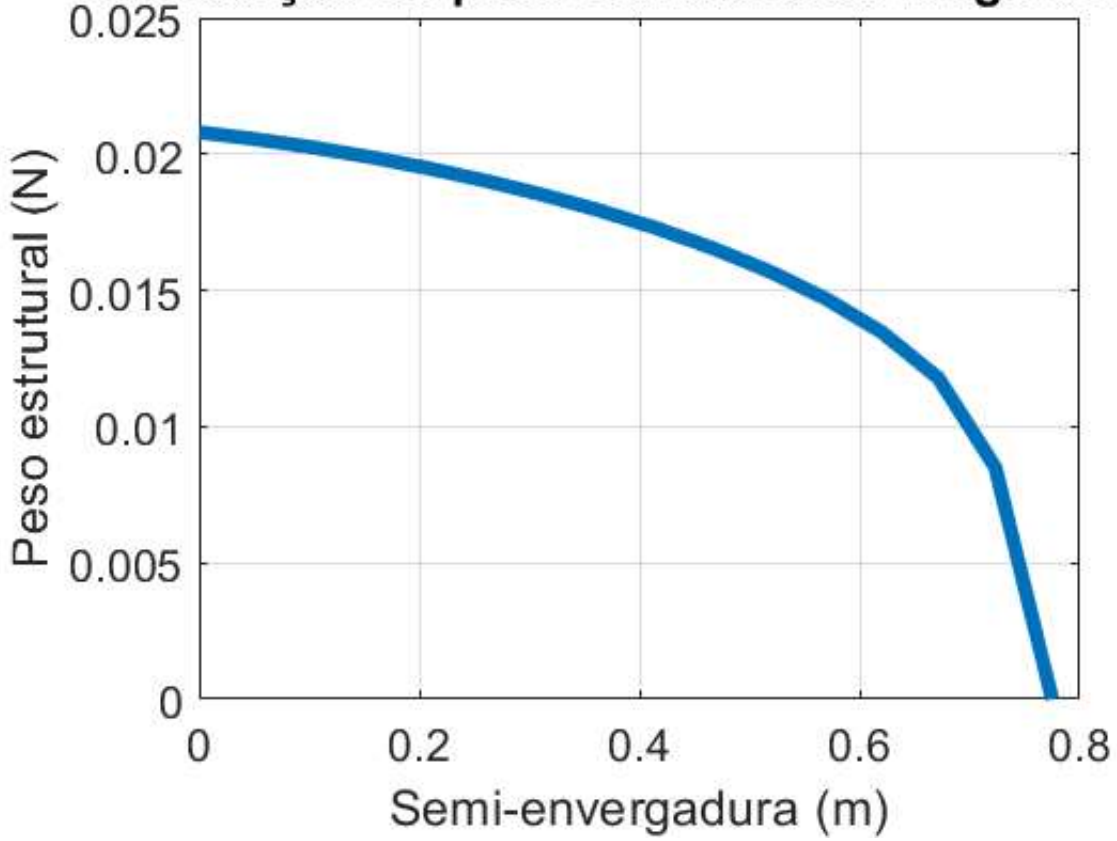
Comparativo entre as cordas de Stender, Real e Elíp



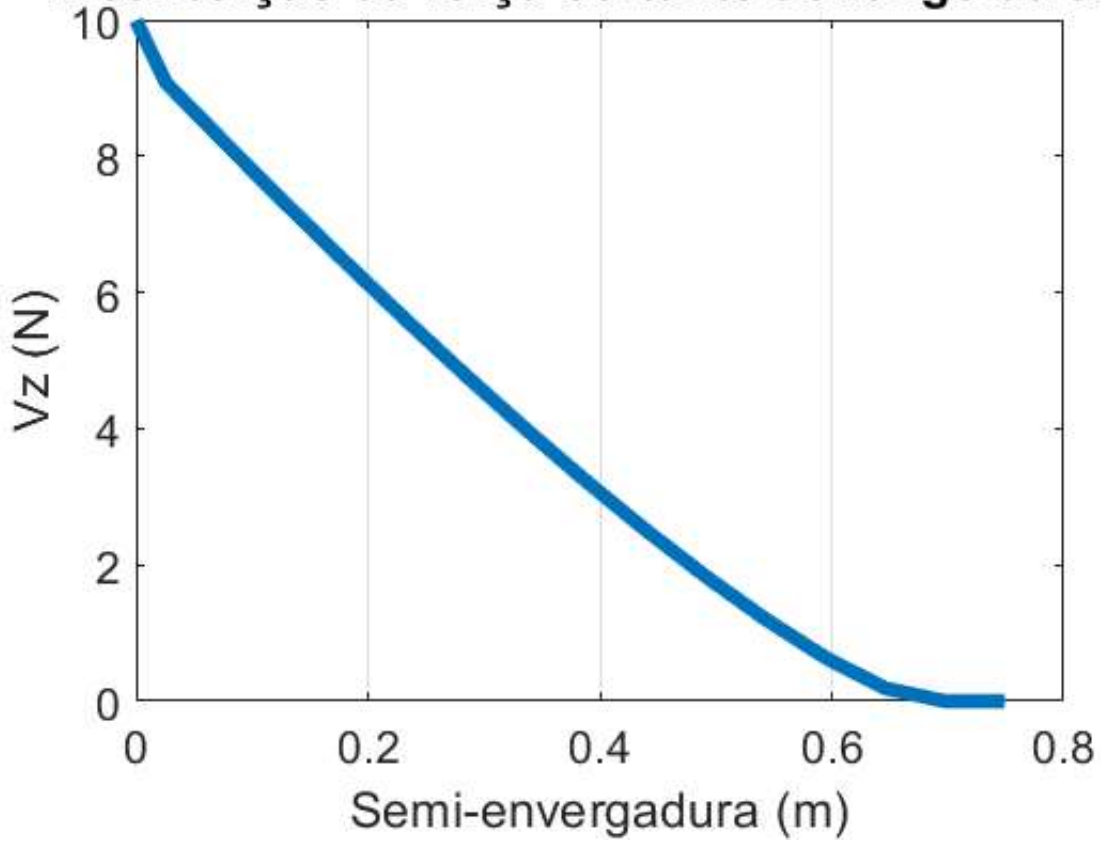
Distribuição da sustentação ao longo da asa



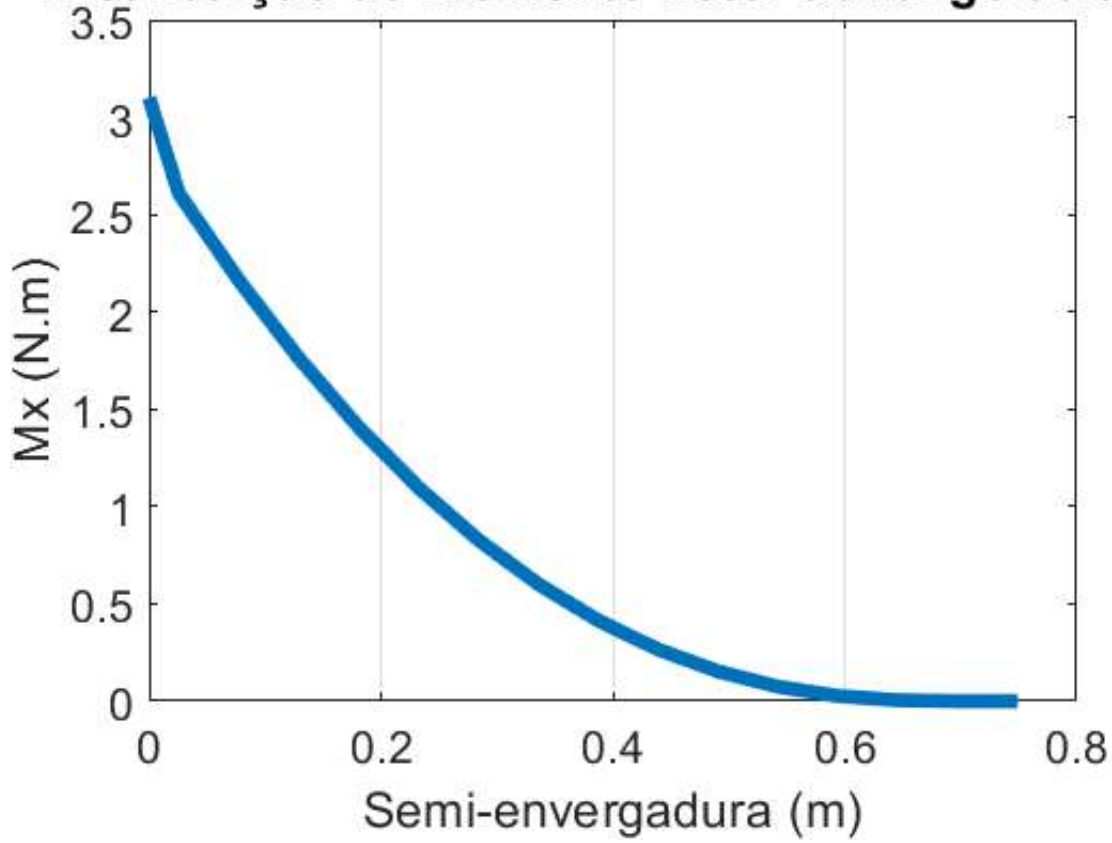
Distribuição do peso estrutural ao longo da asa



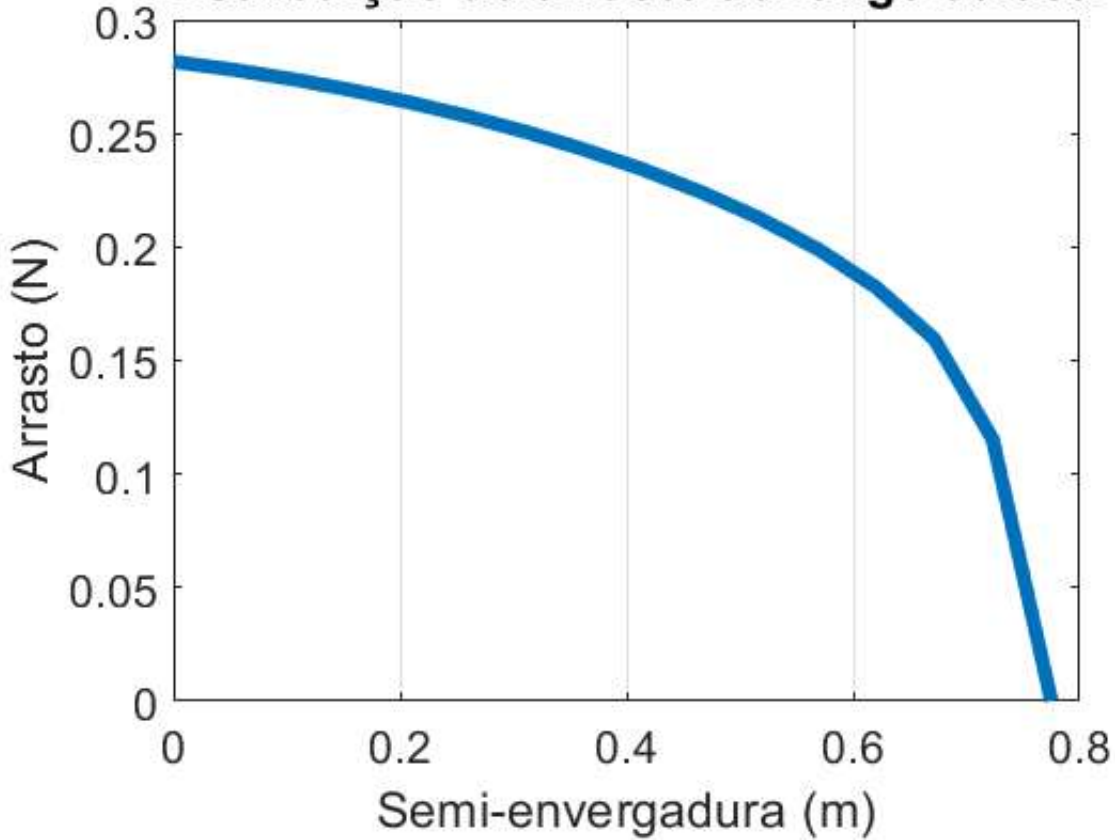
Distribuição da força cortante ao longo da asa



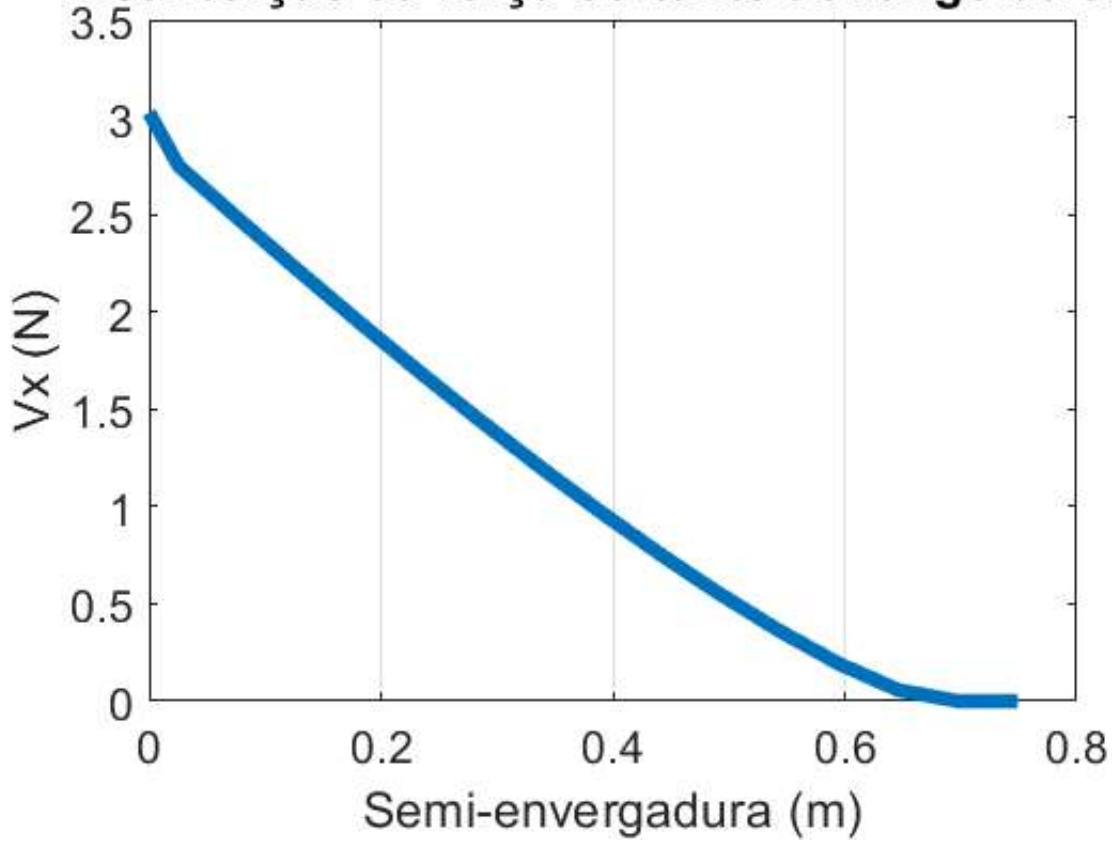
Distribuição do momento fletor ao longo da asa



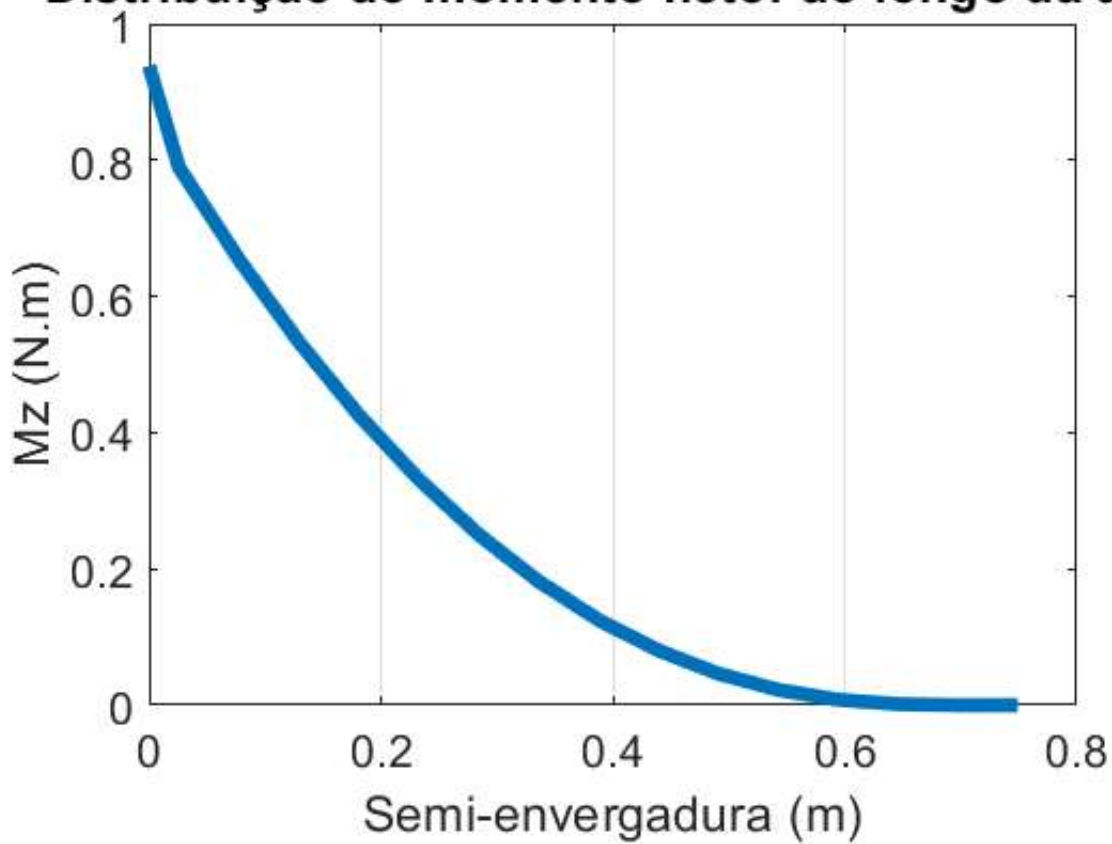
Distribuição do arrasto ao longo da asa



Distribuição da força cortante ao longo da asa



Distribuição do momento fletor ao longo da asa



ANEXO D – Código de dimensionamento da longarina - SU-H16

In[1031]= (* Forças e Momentos Internos*)

R = .

r = .

Vx = 19.676; (* Cortante em x *)

Ny = 0; (* Normal em y *)

σ_{normal}

Vz = -71.771; (* Cortante em z *)

Mx = 16.013; (* Momento Fletor em x *)

T = -1.3266; (* Torque em y *)

Mz = 4.3899; (* Momento Fletor em z *)

(* Propriedades da Seção*)

area := $\pi * (R^2 - r^2)$; (* Área da seção (m²) *)

MomentoDeInercia := $\left(\frac{\pi}{4}\right) * (R^4 - r^4)$; (* Momento de Inércia (m⁴) *)

PrimeiroMomentodeAreaAz = 0;

PrimeiroMomentodeAreaAx := $\left(\frac{2}{3}\right) * (R^3 - r^3)$; (* Primeiro Momento de Área (m³) *)

PrimeiroMomentodeAreaBz = PrimeiroMomentodeAreaAx;

PrimeiroMomentodeAreaBx = 0;

MomentoPolardeInercia := $\frac{\pi}{2} * (R^4 - r^4)$; (* Primeiro Momento de Área (m³) *)

(* Tensão Normal *)

σ_{normal}

(* Ponto A *)

xa = 0; (* Valor da coordenada x no ponto A *)

za = R; (* Valor da coordenada z no ponto A *)

$$\sigma_A = \frac{N_y}{area} + \frac{M_z * x_a}{MomentoDeInercia} - \frac{M_x * z_a}{MomentoDeInercia};$$

(* Ponto B *)

xa = R; (* Valor da coordenada x no ponto B *)

za = 0; (* Valor da coordenada z no ponto B *)

$$\sigma_B = \frac{N_y}{area} + \frac{M_z * x_a}{MomentoDeInercia} - \frac{M_x * z_a}{MomentoDeInercia};$$

(* Tensão Cisalhante *)

(* Ponto A *)

t = 2 * (R - r);

ρ = R;

$$\tau_{VZ} = \frac{V_z * PrimeiroMomentodeAreaAz}{MomentoDeInercia * t};$$

$$\tau_{VX} = \frac{V_x * PrimeiroMomentodeAreaAx}{MomentoDeInercia * t};$$

$$\tau_t = \frac{T * \rho}{MomentoPolardeInercia};$$

$$\tau_A = \tau_{VZ} + \tau_{VX} + \tau_t;$$

(* Ponto B *)

$$\tau_{VZ} = \frac{Vz * \text{PrimeiroMomentodeAreaBz}}{\text{MomentoDeInercia} * t};$$

$$\tau_{VX} = \frac{Vx * \text{PrimeiroMomentodeAreaBx}}{\text{MomentoDeInercia} * t};$$

$$\tau_t = \frac{T * \rho}{\text{MomentoPolardeInercia}};$$

$$\tau_B = \tau_{VZ} + \tau_{VX} + \tau_t;$$

(* Dimensionamento Longarina *)

$$Q_{lt} = 440 \times 10^6; \quad (* \text{Carga limite de Tração para a Fibra de Carbono} *)$$

$$Q_{lc} = 60 \times 10^6; \quad (* \text{Carga limite de Cisalhamento para a Fibra de Carbono} *)$$

$$FS = 1.5; \quad (* \text{Fator de Segurança} *)$$

$$FQ = 1.2; \quad (* \text{Fator de Qualidade} *)$$

$$Tena = \sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\};$$

$$Tenb = \sigma_B * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\};$$

StringForm[

[|forma de seqüência de caracteres](#)

"Para R = 0,004 e r = 0,003, tração em A é de `` MPa, a tração em B é de `` MPa. Ponto A é mais solicitado em relação à tração", Tena, Tenb];

$$Cisa = \tau_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\};$$

$$Cisb = \tau_B * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\};$$

StringForm[

[|forma de seqüência de caracteres](#)

"Para R = 0,004 e r = 0,003, cisalhamento em A é de `` MPa, em B é de `` MPa. Ponto B é mais solicitado em relação ao cisalhamento", Cisa, Cisb];

(* Dimensionamento em relação à tração *)

(* PONTO A *)

$$Q_{dt} = \sigma_A * FS * FQ; \quad (* \text{Carga de dimensionamento} *)$$

$$\sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.008, r \rightarrow 0.0075\};$$

(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.004 é 191.66 MPa *)

$$\sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.0075, r \rightarrow 0.007\};$$

(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.0035 é 244.82 MPa *)

$$\sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.007, r \rightarrow 0.0065\};$$

(* Carga de Dimensionamento para R=0.004 e r=0.003 é 323.318 MPa *)

$$\sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.0065, r \rightarrow 0.006\};$$

(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 329.053 MPa *)

$$\sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.006, r \rightarrow 0.0055\};$$

(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.004 é 413.166 MPa*)

$$\sigma_A * FS * FQ /. \{R \rightarrow 0.0055, r \rightarrow 0.005\};$$

(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.004 é 534.095 MPa*)

(* Dimensionamento em relação ao cisalhamento *)

(* PONTO B *)

$$Q_{dc} = \tau_B * FS * FQ; \quad (* \text{Carga de dimensionamento} *)$$


```

τB * FS * FQ /. {R → 0.008, r → 0.0075};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.004 é 24.0922 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.0075, r → 0.007};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.0035 é 30.2326 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.007, r → 0.0065};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.004 e r=0.003 é 39.2151 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.0065, r → 0.006};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 42.0246 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.006, r → 0.0055};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 51.8444 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.0055, r → 0.005};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 65.8274 MPa *)

```

In[1057]= (* Cálculo da massa da longarina escolhida *)

```

R = 0.007;      (* Raio maior da longarina (m) *)
r = 0.0065;    (* Raio menor da longarina (m) *)
L = 0.775;     (* Comprimento da longarina (m) *)
meFC = 1800;   (* Massa específica da Fibra de carbono ( $\frac{kg}{m^3}$ ) *)

```

```

At = Pi * (R2 - r2); (* Área transversal da longarina (m2) *)

```

```

Vol = At * L;    (* Volume da longarina (m3) *)

```

```

m = meFC * Vol; (* Massa da longarina (kg) *)

```

```

StringForm["A massa da longarina com R = `` m e r = `` m é de ``kg.", R, r, m]

```

Out[1058]= A massa da longarina com R = 0.007` m e r = 0.0065` m é de 0.02958202182436493`kg.

ANEXO E – Código de
dimensionamento da longarina - VANT
proposto

In[1]:= (* Forças e Momentos Internos*)

R = .

r = .

Vx = 19.676; (* Cortante em x *)

Ny = 0; (* Normal em y *)

L_{normal}

Vz = -65.001; (* Cortante em z *)

Mx = 14.502; (* Momento Fletor em x *)

T = -1.3266; (* Torque em y *)

Mz = 4.3899; (* Momento Fletor em z *)

(* Propriedades da Seção*)

area := $\pi * (R^2 - r^2)$; (* Área da seção (m^2)*)

MomentoDeInercia := $\left(\frac{\pi}{4}\right) * (R^4 - r^4)$; (* Momento de Inércia (m^4)*)

PrimeiroMomentodeAreaAz = 0;

PrimeiroMomentodeAreaAx := $\left(\frac{2}{3}\right) * (R^3 - r^3)$; (* Primeiro Momento de Área (m^3)*)

PrimeiroMomentodeAreaBz = PrimeiroMomentodeAreaAx;

PrimeiroMomentodeAreaBx = 0;

MomentoPolardeInercia := $\frac{\pi}{2} * (R^4 - r^4)$; (* Primeiro Momento de Área (m^3)*)

(* Tensão Normal *)

L_{normal}

(* Ponto A *)

xa = 0; (* Valor da coordenada x no ponto A *)

za = R; (* Valor da coordenada z no ponto A *)

$$\sigma_A = \frac{N_y}{area} + \frac{M_z * x_a}{MomentoDeInercia} - \frac{M_x * z_a}{MomentoDeInercia};$$

(* Ponto B *)

xa = R; (* Valor da coordenada x no ponto B *)

za = 0; (* Valor da coordenada z no ponto B *)

$$\sigma_B = \frac{N_y}{area} + \frac{M_z * x_a}{MomentoDeInercia} - \frac{M_x * z_a}{MomentoDeInercia};$$

(* Tensão Cisalhante *)

(* Ponto A *)

t = 2 * (R - r);

$\rho = R$;

$$\tau_{VZ} = \frac{V_z * PrimeiroMomentodeAreaAz}{MomentoDeInercia * t};$$

$$\tau_{VX} = \frac{V_x * PrimeiroMomentodeAreaAx}{MomentoDeInercia * t};$$

$$\tau_t = \frac{T * \rho}{MomentoPolardeInercia};$$

$$\tau_A = \tau_{VZ} + \tau_{VX} + \tau_t;$$

(* Ponto B *)

$$\tau_{VZ} = \frac{Vz * \text{PrimeiroMomentodeAreaBz}}{\text{MomentoDeInercia} * t};$$

$$\tau_{VX} = \frac{Vx * \text{PrimeiroMomentodeAreaBx}}{\text{MomentoDeInercia} * t};$$

$$\tau_t = \frac{T * \rho}{\text{MomentoPolardeInercia}};$$

$$\tau_B = \tau_{VZ} + \tau_{VX} + \tau_t;$$

(* Dimensionamento Longarina *)

Qlt = 440×10^6 ; (* Carga limite de Tração para a Fibra de Carbono *)
 Qlc = 60×10^6 ; (* Carga limite de Cisalhamento para a Fibra de Carbono *)
 FS = 1.5; (* Fator de Segurança *)
 FQ = 1.2; (* Fator de Qualidade *)

Tena = $\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\}$;

Tenb = $\sigma_B * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\}$;

StringForm[

[|forma de seqüência de caracteres](#)

"Para R = 0,004 e r = 0,003, tração em A é de `` MPa, a tração em B é de ``
 Mpa. Ponto A é mais solicitado em relação à tração", Tena, Tenb];

Cisa = $\tau_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\}$;

Cisb = $\tau_B * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.004, r \rightarrow 0.003\}$;

StringForm[

[|forma de seqüência de caracteres](#)

"Para R = 0,004 e r = 0,003, cisalhamento em A é de `` MPa, em B é de `` Mpa.
 Ponto B é mais solicitado em relação ao cisalhamento", Cisa, Cisb];

(* Dimensionamento em relação à tração *)

(* PONTO A *)

Qdt = $\sigma_A * FS * FQ$; (* Carga de dimensionamento *)

$\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.008, r \rightarrow 0.0075\}$;

(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.004 é 191.66 MPa *)

$\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.0075, r \rightarrow 0.007\}$;

(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.0035 é 244.82 MPa *)

$\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.007, r \rightarrow 0.0065\}$;

(* Carga de Dimensionamento para R=0.004 e r=0.003 é 323.318 MPa *)

$\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.0065, r \rightarrow 0.006\}$;

(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 329.053 MPa *)

$\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.006, r \rightarrow 0.0055\}$;

(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.004 é 413.166 MPa*)

$\sigma_A * FS * FQ / . \{R \rightarrow 0.0055, r \rightarrow 0.005\}$;

(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.004 é 534.095 MPa*)

(* Dimensionamento em relação ao cisalhamento *)

(* PONTO B *)

Qdc = $\tau_B * FS * FQ$; (* Carga de dimensionamento *)

```

τB * FS * FQ /. {R → 0.008, r → 0.0075};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.004 é 24.0922 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.0075, r → 0.007};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.0045 e r=0.0035 é 30.2326 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.007, r → 0.0065};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.004 e r=0.003 é 39.2151 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.0065, r → 0.006};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 42.0246 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.006, r → 0.0055};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 51.8444 MPa *)
τB * FS * FQ /. {R → 0.0055, r → 0.005};
(* Carga de Dimensionamento para R=0.005 e r=0.0045 é 65.8274 MPa *)

```

In[56]= (* Cálculo da massa da longarina escolhida *)

```

R = 0.007;      (* Raio maior da longarina (m) *)
r = 0.0065;    (* Raio menor da longarina (m) *)
L = 0.775;     (* Comprimento da longarina (m) *)
meFC = 1800;   (* Massa específica da Fibra de carbono ( $\frac{kg}{m^3}$ ) *)

```

```

At = Pi * (R2 - r2); (* Área transversal da longarina (m2) *)

```

```

Vol = At * L;    (* Volume da longarina (m3) *)

```

```

m = meFC * Vol; (* Massa da longarina (kg) *)

```

```

StringForm["A massa da longarina com R = `` m e r = `` m é de ``kg.", R, r, m]

```

Out[57]= A massa da longarina com R = 0.007` m e r = 0.0065` m é de 0.02958202182436493`kg.