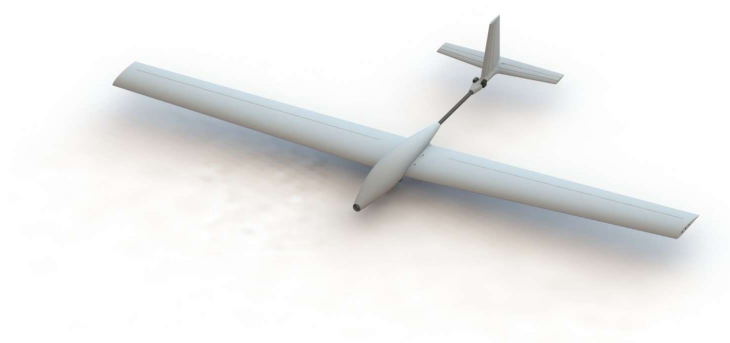


Projeto Detalhado de VANT Motoplanador e Construção em Fabrico Aditivo



João Matheus Hackbart
20202527

Orientador

Professor Doutor Roberto Girardi

Co-orientadores

Professor Doutor Tessaleno Devezas

Professor Doutor Pedro Costa

Barcarena - Fevereiro 2024

Intencionalmente deixado em branco.

LICENCIATURA EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

Projeto Detalhado de VANT Motoplanador e Construção em Fabrico Aditivo

PROJETO FINAL DE LICENCIATURA

João Matheus Hackbart
20202527

Orientador

Professor Doutor Roberto Girardi

Co-orientadores

Professor Doutor Tessaleno Devezas

Professor Doutor Pedro Costa

Barcarena - Fevereiro 2024

O autor é o único responsável pelas ideias expressas neste relatório.

Agradecimentos

Com a conclusão deste trabalho, ofereço um especial agradecimento ao meu orientador Prof. Dr. Roberto Girardi, que através de sua enorme experiência no projeto de aeronaves, foi capaz de assumir este projeto em andamento e mesmo contra o tempo, garantir que não ficasse nenhum parafuso por apertar.

Agradeço também aos meus co-orientadores Prof. Dr. Tessaleno Devezas pelo seu apoio no desenvolvimento deste projeto e Prof. Dr. Pedro Costa pela sua contínua sabedoria na arte do Fabrico Aditivo.

Pelo seu apoio durante as fases iniciais de elaboração e definição deste projeto, devo um agradecimento ao Prof. Dr. Pedro Paglione.

Por último, à minha família, à minha namorada um enorme agradecimento pela paciência e suporte durante todas as etapas deste percurso.

Resumo

O presente trabalho descreve o projeto de um veículo aéreo não-tripulado, de propulsão elétrica e lançamento manual, com desenvolvimento da geometria ideal através da implementação de otimização multidisciplinar. Especificamente a integração de módulos de análise num programa de otimização, capaz de realizar iterações aos ciclos de análise, avaliando assim o resultado das mais diversas configurações. A aeronave foi projetada com o objetivo principal de servir como uma plataforma para o cumprimento de missões de alta autonomia, tipicamente associadas à Busca e Salvamento e Vigilância Aérea.

Numa fase final, foram detalhados os planos de fabrico dos componentes constituintes da aeronave e abordada a construção da mesma em material termoplástico, através da utilização do processo de Fabrico Aditivo. Permitindo desta forma uma rápida montagem da aeronave assim como uma resistência adicional aos fatores de degradação do ambiente marítimo.

Palavras chave: VANT, Fabrico Aditivo, Projeto de Aeronave, Otimização Multidisciplinar, Análise Numérica

Abstract

The present work details the design of an unmanned aerial vehicle, powered by electric propulsion and hand launched, with the development of the optimal geometry achieved through the implementation of a multidisciplinary optimization workflow. Specifically, the integration of analysis nodes in an optimization program capable of iterating through the analysis cycles, thereby assessing the results of varied configurations. The aircraft was designed with the primary goal of serving as a platform for high-autonomy missions, typically associated with Search and Rescue and Aerial Surveillance.

In a final phase, the manufacturing plans for the aircraft's components were detailed, as well as the production of its parts, in thermoplastic material, through the implementation of Additive Manufacturing processes. This enabled a rapid assembly of the aircraft as well as an additional resistance to environmental degradation factors in maritime conditions.

Keywords: UAV, Additive Manufacturing, Aircraft Design, Multidisciplinary Optimization, Numerical Analysis

Índice

Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas	xvii
Introdução	1
0.1 Contexto Atual	1
0.2 Solução Proposta	3
0.2.1 Especificações de Projeto	4
1 Desenvolvimento da Aeronave	9
1.1 Otimização Multidisciplinar	9
1.1.1 Introdução à Otimização Multidisciplinar	9
1.1.2 Parâmetros Fixos de Projeto	14
1.2 Programa de Cálculo Aerodinâmico e de Estabilidade	23
1.3 Módulo de Cálculo Geométrico	24
1.3.1 Funcionamento do Módulo	24
1.3.2 Entradas e Saídas	24
1.4 Módulo de Massa e Centragem	25
1.4.1 Funcionamento do Módulo	26
1.4.2 Entradas e Saídas	28
1.5 Módulo de Cálculo Aerodinâmico	28
1.5.1 Funcionamento do Módulo	28
1.5.2 Entradas e Saídas	30
1.6 Módulo de Mecânica do Voo	31
1.6.1 Funcionamento do Módulo	31
1.6.2 Objetivos e Restrições	35
1.6.3 Entradas e Saídas	36
1.7 Módulo de Estruturas	37
1.7.1 Funcionamento do Módulo	37
1.7.2 Restrições	40
1.7.3 Entradas e Saídas	40

1.8	Módulo de Custo	41
1.8.1	Funcionamento do Módulo	41
1.8.2	Entradas e Saídas	41
2	Resultado da Otimização - Análise	43
2.1	Análise de Resultados	43
2.2	Configuração Final	47
2.2.1	Resultados Numéricos	47
2.2.2	Vistas Gerais	51
2.2.3	Sistemas	52
3	Fabrico e Integração de Componentes da Aeronave	55
3.1	Desenho de Detalhe	55
3.1.1	Asa	57
3.1.2	Empenagem	57
3.1.3	Fuselagem	59
3.2	Fabrico Aditivo	60
3.2.1	Preparação das Partes para Impressão	60
3.2.2	Parâmetros de Impressão	61
3.2.3	Processo de Impressão	63
3.3	Montagem Final	64
3.4	Testes em Solo e Voo	65
4	Conclusão e Trabalhos Futuros	67
	Referências Bibliográficas	71
A	Anexos	
A.1	Regulamentações e Legislações em Vigor para Operação e Construção de VANTs.	
A.2	Detalhamento do Funcionamento do Programa flow5.	
A.3	Análise Preliminar dos Efeitos Aeroelásticos na Asa.	
A.4	Planeamento Preliminar dos Testes em Solo e Voo.	
A.4.1	Teste em Solo	
A.4.2	Teste em Voo	
A.5	Operação do Sistema <i>ArduPilot</i>	
A.6	Tabela de Tração Estática Motor AT3520 550KV.	
A.7	Fluxograma modeFrontier.	
A.8	Algoritmo - Geometria.	
A.9	Algoritmo - Volume de Cauda.	
A.10	Algoritmo - Estimativa de Peso.	
A.11	Algoritmo - Cálculo de Arrasto da Fuselagem.	
A.12	Algoritmo - Manipulação de Matriz de Resultado.	
A.13	Algoritmo - Cálculo Estrutural.	

A.14	Algoritmo - Cálculo de Desempenho.	
A.15	Algoritmo - Cálculo de Custo.	
A.16	Ficheiro de Entrada (flow5) - Definição da Aeronave.	
A.17	Ficheiro de Entrada (flow5) - Definição da Análise.	
A.18	Variáveis de Entrada e Saída da configuração 0838.	
A.19	Excerto Ilustrativo de Linguagem de Máquina <i>gcode</i>	
A.20	Gráficos de Análise de Estabilidade Dinâmica.	
A.21	Gráficos de Análise Aerodinâmica.	

Lista de Figuras

1	Meios aéreos utilizados em missões de Busca e Salvamento pela Força Aérea Portuguesa.	1
2	Regiões de Informação de Voo - Espaço Aéreo Português (<i>NAV Portugal 2023</i>) . . .	2
3	Ilustração do movimento realizado para o lançamento da massa estudada. (Tauchi et al., 2009)	5
4	Imagem Renderizada - Sistema de Trem Central.	6
5	Fases do Projeto de Aeronave. (Raymer, 2012)	10
6	Demonstração da Fronteira de Pareto. (<i>Wikipedia 2023</i>)	11
7	Algoritmos Otimizadores - modeFrontier. (<i>ESTECO 2023b</i>)	12
8	Métodos de construção da asa: À esquerda, método tradicional com estrutura interna assemblada, à direita, método de Fabrico Aditivo. (<i>Airfield Models 2023</i> e <i>McMillan, 2023</i>)	14
9	Comparação das Curvas Polar de Arrasto (C_l x C_d) dos perfis alares candidatos, pro- grama XFLR5.	16
10	Comparação em detalhe das Curvas Polar de Arrasto (C_l x C_d) dos perfis alares can- didatos, programa XFLR5.	17
11	Comparação em detalhe das Curvas de Momento de Arfagem (C_m) por Ângulo de Ataque (α) dos perfis alares candidatos, programa XFLR5.	17
12	Posições de Asa. (<i>Aircav 2023</i>)	18
13	Gráfico de comparação das curvas Potência Requerida vs. Tração Estática, obtido através da regressão polinomial efetuada aos pontos de dados extraídos do fabricante. Tração deve ser considerada como massa equivalente à 1G, visto que valor em gramas foi obtido da fonte original.	21
14	Curva de Tração por Velocidade para a hélice de dimensões 14x7, com rotações entre 4000 e 9000 RPM.	22
15	Tipos convencionais de posicionamento do motor.	22
16	Configuração de células Li-ion 4S3P para bateria utilizada.	23
17	Figura demonstrativa dos pontos de massa introduzidos no programa <i>flow5</i> e seu sis- tema de eixos.	26
18	Limites de integração em referencial cartesiano para uma asa trapezoidal genérica. .	27
19	Eixos Aerodinâmicos. (Homa, 2010)	29

20	Estabilidade Longitudinal - Estática e Dinâmica. (Homa, 2010)	31
21	Perfil de missão típica, ilustrado na literatura de Raymer (Raymer, 2012).	33
22	Exemplo de objeto fabricado através da tecnologia <i>FDM</i> onde é visível a deposição de camadas.	37
23	Excerto de tabela extraída do documento CS-VLA para a determinação dos fatores de carga limite mínimos em aeronaves ultra-leves. (<i>EASA 2023a</i>)	39
24	Comparação dos gráficos de Sustentação e Momento Fletor por Ângulo de Ataque para uma configuração demonstrativa com envergadura de 3 metros e massa de 5 quilogramas.	39
25	Gráfico de Velocidade de Equilíbrio por Ângulo de Ataque de Equilíbrio.	44
26	Gráfico de Alcance por Velocidade de Descolagem.	44
27	Atributos considerados na análise MCDM.	46
28	Ordenação de iterações por metodologia MCDM.	46
29	Vista isométrica da distribuição de pressão e escoamento ao longo das superfícies de sustentação da configuração número 0838, no programa <i>flow5</i>	47
30	Exemplo de plataforma móvel utilizada no lançamento de aeromodelos moto-planadores. Imagem extraída de comerciante online (<i>ICARE-ICARUS 2023</i>)	49
31	Envelope de voo simplificado para a configuração selecionada, de acordo com regulamentação CS-VLA 341 (<i>EASA 2023a</i>).	50
32	Curvas de Autonomia e Alcance para faixa de velocidades de voo.	50
33	Vista isométrica, tridimensional, da aeronave com suas partes constituintes, no programa <i>Solidworks</i>	51
34	Vistas de desenho da aeronave em modelo CAD, no programa <i>Solidworks</i>	51
35	Vista global, trimétrica, da aeronave e seus sub-componentes.	55
36	Vista superior, ilustrativa das secções de impressão da asa e superfícies de controle e sustentação.	57
37	Vistas da empenagem em programa CAD <i>Solidworks</i>	57
38	Ensaio destrutivo do estabilizador horizontal. Na imagem à direita é possível observar uma massa na balança de 1200g, indicando uma força equivalente de 11.8N.	58
39	Reforço em viga dos estabilizadores horizontal e vertical.	59
40	Vista trimétrica dos modelos em CAD descritos acima, no programa <i>Solidworks</i>	60
41	Vista tridimensional, explodida, dos componentes da fuselagem.	60
42	Exemplo de peça em ficheiro STL, discretizada em malha triangular.	61
43	Página principal do programa <i>PrusaSlicer</i> , com secção de asa apresentada de forma demonstrativa.	61
44	Figura ilustrativa dos diferentes padrões de preenchimento disponíveis. (Hsiang Loh et al., 2020)	62
45	Vista frontal da impressora Ender 5 Plus.	63
46	Fabrico de uma secção de asa na impressora Ender 5 Plus.	64
48	Método de Solução Numérica dos programas <i>XFLR5</i> e <i>flow5</i> . (Deperrois, 2023a)	
49	Diagrama do Método LLT. (Deperrois, 2023b)	
50	Diagrama dos Métodos VLM. (Deperrois, 2023b)	

51	Diagrama do Método dos Painéis. (Deperrois, 2023b)
52	Discretização da asa e empenagem horizontal para análise VLM.
53	Diagrama de Forças e Momentos Aeroelásticos.
54	Exemplo de malha de varredura configurada no programa <i>Mission Planner</i>
55	Interface de parâmetros de voo no programa <i>Mission Planner</i>
56	Tabela de Teste de Tração Estática - T-Motor AT3520 550KV (<i>T-MOTOR 2023</i>
57	Fluxograma completo de módulos de análise, variáveis de entrada, saída e condicionantes.
58	Variáveis de Entrada e Saída da configuração 0838, no programa modeFrontier.
59	Autovalores do movimento Longitudinal.
60	Autovalores do movimento Lateral.
61	Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento de Período-Curto.
62	Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento Fugóide.
63	Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento de Rolamento-Holandês.
64	Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento Espiral.
65	Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento de Rolagem.
66	Gráficos ilustrativos dos parâmetros aerodinâmicos da aeronave.

Lista de Tabelas

1	Valores obtidos no estudo experimental.	6
2	Especificações de Projeto para VANT moto-planador.	7
3	Comparação de Posicionamento da Asa	19
4	Motores candidatos à incorporação no VANT.	20
5	Avaliação comparativa de métodos de Cálculo Aerodinâmico e Estabilidade	24
6	Variáveis de entrada e saída do Módulo de Cálculo Geométrico.	25
7	Variáveis de entrada e saída do Módulo de Massa de Centragem.	28
8	Variáveis de entrada e saída do Módulo de Cálculo Aerodinâmico.	30
9	Variáveis de entrada e saída do Módulo de Mecânica do Voo.	36
10	Principais propriedades dos materiais PolyLite PLA e PolyLite LW-PLA. (<i>Polymaker 2023</i>)	38
11	Dimensões estimadas para longarinas da asa.	38
12	Variáveis de entrada e saída do Módulo de Estruturas.	41
13	Variáveis de entrada e saída do Módulo de Custo.	41
14	Listagem das características geométricas da aeronave otimizada.	47
15	Listagem das características gerais da aeronave otimizada.	48
16	Listagem das proporções das superfícies de controle.	48
17	Componentes Integrantes dos Sistemas Embarcados	54
18	Listagem dos principais parâmetros, agrupados pelas categorias descritas no programa <i>PrusaSlicer</i>	62

Introdução

0.1 Contexto Atual

Durante o ano de 2022 foram realizadas em Portugal 458 ações de busca e salvamento marítimo (*Marinha Portuguesa 2023*). Na estrutura atual, estas missões são realizadas pela Força Aérea Portuguesa através da implementação de determinados meios aéreos, como aviões de grande porte e helicópteros pequenos e médios. Extraído da apresentação preparada pelo então chefe do Centro de Coordenação de Busca e Salvamento de Lisboa, Capitão Navegador Tiago Andrade, apresentam-se abaixo dois exemplos de recursos utilizados. (Andrade, 2015)

O primeiro exemplo consiste no helicóptero SE 3160 Alouette III, representado na Figura 1a, da extinta fabricante francesa Sudaviation, que durante diversos anos foi utilizado para as mais variadas missões (Andrade, 2015), com relevância para as de Busca e Salvamento. Atualmente encontram-se em fase de substituição pelos novos AW119MKII "Koala", da italiana Leonardo.



(a) Sudaviation - SE 3160 Alouette III | Esquadra 552 – "Zangões"



(b) Lockheed P-3C CUP+ ORION | Esquadra 601 – "Lobos"

Figura 1: Meios aéreos utilizados em missões de Busca e Salvamento pela Força Aérea Portuguesa.

No entanto, esta aeronave, continua a servir como uma importante figura de comparação para o estudo do desempenho desejado para o VANT em projeto.

Como segundo exemplo, apresenta-se o Lockheed P-3C CUP+ ORION, representado na Figura 1b, utilizado em missões de reconhecimento inicial de Busca e Salvamento devido à sua habilidade

de cobrir uma elevada área, num curto espaço de tempo. (Andrade, 2015)

Mesmo existindo outros recursos aéreos utilizados, os dois apresentados acima representam duas abordagens típicas para o tipo de missões consideradas, a varredura ampla e a varredura local com salvamento. O que é possível reparar é que em ambos os casos existem elevados custos de manutenção, combustível e treinamento, assim como um tempo de resposta acrescido e por vezes baixa disponibilidade (FAP, 2019).

Já no contexto da segurança costeira, a Guarda Nacional Republicana (GNR) contém um sistema integrado de monitorização das fronteiras marítimas em Portugal que, de forma semelhante, aplicam meios aéreos no cumprimento de suas missões. O excerto abaixo, descreve o sistema integrado pela GNR. (GOV 2023)

"O novo Sistema Integrado de Vigilância, Comando e Controlo (SIVICC) é gerido e operado pela Unidade de Controlo Costeiro da GNR e baseia-se numa plataforma tecnológica de comando e controlo, composta por um conjunto de Postos de Observação fixos e móveis, instalados ao longo da linha de costa de Portugal Continental, dotados de sensores que permitem a deteção, localização e identificação de ameaças no mar territorial, orla costeira e fronteira externa (marítima) da União Europeia."

Sendo assim, uma alternativa viável para ambos os cenários seria a integração de uma frota de aeronaves não-tripuladas, de lançamento manual, elétricas e de controle remoto ou navegação autónoma, garantindo uma pronta resposta sempre que necessário devido a simplicidade do sistema.

Portugal, encarregue das Regiões de Informação de Voo de Lisboa e Santa Maria, ilustradas na Figura 2, é o responsável pela maior área de monitorização marítima entre todos os países da União Europeia (Correia, 2018). Por este motivo, compreende-se a importância de investir no desenvolvimento tecnológico da monitorização deste espaço.



Figura 2: Regiões de Informação de Voo - Espaço Aéreo Português (NAV Portugal 2023)

0.2 Solução Proposta

Como já mencionado anteriormente, os sistemas descritos acima exemplificam dois, entre diversos, cenários em que a implementação da aeronave a ser estudada é capaz de trazer benefícios económicos e operacionais. Sendo assim, expõe-se nesta secção uma introdução à tipologia da aeronave proposta, assim como uma breve introdução histórica sobre a tecnologia considerada.

VANT Veículo Aéreo Não-Tripulado, é a sigla utilizada para a denominação de aeronaves autónomas ou pilotadas remotamente. Geralmente o VANT constitui parte de um sistema maior onde são considerados sistemas de solo assim como os sistemas de ar.

De forma breve, os sistemas de solo podem ser descritos como o centro de controle da aeronave, permitindo a realização das tarefas de operação. Geralmente são constituídos por uma interface de controle, uma interface de imagem e um módulo de comunicação. Estes conceitos serão detalhados na subsecção de Sistemas (2.2.3) do Capítulo 2 .

Historicamente, as primeiras intenções de demonstrar voo remoto surgiram através de lançamentos de balões de ar quente em finais do século XVIII, sendo que estas aeronaves eram omissas de qualquer tipo de controle remoto. O rádio-comando como é conhecido atualmente, tem suas origens na mente de um dos grandes inventores do século XIX, Nikola Tesla, que em 1898 demonstrou publicamente seu projeto de um pequeno barco controlado remotamente através de ondas de rádio. Sucessivamente, em 1935, surge pela empresa De Havilland, o DH.82B Queen Bee, considerada como aeronave pioneira no uso de controle remoto por rádio, tendo como seu principal objetivo o treino de pilotos da *Royal Air Force*, visto permitir a perseguição de alvos móveis. (Barnhart et al., 2012)

À data de 1938 surge, pelos irmãos Walt e Bill Good, a inepção do aeromodelismo telecomandado com a construção do avião "Big Guff", reconhecido como o primeiro do seu tipo a levantar voo. (*Model Aviation 2023*)

A continuação dos desenvolvimentos acima mencionados permitiram o surgimento do que se tornou reconhecido como o primeiro veículo aéreo não-tripulado como é conhecido atualmente. Construído pela empresa israelita Tadiran Electronic Industries em 1973, o "Tadiran Mastiff" foi concebido como uma aeronave de campo de batalha, responsável por missões de vigiliância e observação avançada. (*History of Information 2023*)

Categorias Com a evolução destas tecnologias, surgiram diversos projetos de aeronaves não-tripuladas, cada uma delas com o propósito de se destacarem nas suas respectivas missões.

Devido ao elevado número de perfis de missões que foram surgindo, notou-se a necessidade de se categorizar estas novas aeronaves de acordo com as suas dimensões e tipos de missão.

Entre outros, um dos métodos propostos de caracterização de aeronaves não-tripuladas é o de Gundlach (Gundlach, 2014), em que no seu livro descreve as categorias apresentadas abaixo:

- *MAV - Micro Aerial Vehicle*
- *SUAS - Small Unmanned Aircraft System*
- *STUAS - Small Tactical Unmanned Aircraft System*
- *TUAS - Tactical Unmanned Aircraft System*
- *MALE - Medium-Altitude Long Endurance*
- *HALE - High Altitude Long Endurance*

A aeronave em estudo poderá ser caracterizada de acordo com Gundlach, como um *SUAS - Small Unmanned Aircraft System*, ou seja, um Sistema de Veículo Aéreo Não-Tripulado Pequeno, e é considerado como tal devido à sua massa reduzida.

Objetivo O projeto proposto aborda o estudo e conceção de uma aeronave portátil, através da implementação de técnicas de otimização multidisciplinar, capaz de realizar missões típicas da natureza de Patrulha e Vigilância Marítima, Busca e Salvamento Aéreo, Vigilância e Prevenção de Incêndios Florestais, entre outras.

De forma genérica, a aeronave servirá como uma plataforma, ao qual recursos auxiliares poderão ser integrados, sendo estes sensores térmicos, câmaras, assim como qualquer outro tipo de instrumentação de baixo peso que se considere necessária para a correta realização da missão.

Em contraste com os meios atualmente empregados, esta aeronave será capaz de ter um tempo de resposta reduzido, assim como índice de custo de manutenção por hora de voo muito inferior às aeronaves de grande escala.

0.2.1 Especificações de Projeto

Qualquer projeto de conceção de uma aeronave terá sempre como ponto de partida a definição dos requisitos iniciais para a mesma.

Frequentemente, uma aeronave é projetada para uma missão específica, onde são impostas exigências comerciais e operacionais. No desenvolvimento deste VANT, foram considerados requisitos e especificações com base nos recursos aéreos introduzidos previamente, assim como nas regulamentações e especificações vigentes para a categoria de veículos aéreos não-tripulados. Um detalhamento sobre o estado atual de regulamentação, assim como exemplo de alguns documentos prescritivos pode ser consultado no Anexo A.1.

Lançamento De forma a simplificar a operação do VANT, optou-se pelo método de lançamento manual. A operação torna-se simples pelo motivo de não haver necessidade de realizar o lançamento num espaço pré-condicionado, como uma pista. Além disso, evita a necessidade de catapultas ou de sistemas de trem de pouso, que por sua vez são complexos e pesados.

De forma a determinar a velocidade média a qual uma pessoa é capaz de lançar uma determinada massa, foi conduzido um estudo prático em que uma massa de 1.5kg foi lançada, de forma idêntica a que seria o VANT, e através de uma câmara de alta velocidade obtida uma gravação com reprodução em câmara-lenta para cada um dos diversos lançamentos realizados. O movimento do lançamento pode ser observado na figura 3, extraída da publicação de Tauchi (Tauchi et al., 2009) e editada de forma a acrescentar anotações.

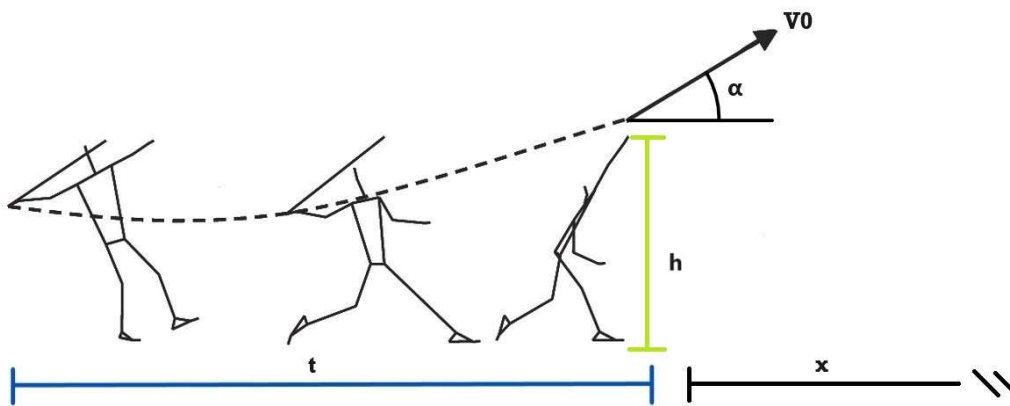


Figura 3: Ilustração do movimento realizado para o lançamento da massa estudada. (Tauchi et al., 2009)

A partir disto, foram estimadas as velocidades de lançamento, utilizando a Equação 1, do movimento de um projétil.

$$x = (V_0 \cos \alpha) \frac{\left(V_0 \sin \alpha + \sqrt{(V_0 \sin \alpha)^2 + 2gh} \right)}{g} \quad (1)$$

Onde:

- x é a distância horizontal percorrida pelo objeto.
- v_0 é a velocidade de lançamento.
- α é o ângulo de lançamento, referente ao horizonte.
- h é a altura de lançamento, considerado 1.80m.
- g é a aceleração gravítica.

Tendo obtido o valor de velocidade de lançamento para o objeto em estudo, calcula-se a energia cinética produzida pelo lançador. Este valor é então utilizado para o cálculo da velocidade inicial de um objeto com massa de 5.0 kg, valor reconhecido como limite para aeronaves de pequeno porte

(Palmer, 2014).

A Tabela 1, abaixo, exemplifica que para uma aeronave com massa de 5 kg a velocidade de lançamento manual alcançada é em torno de 5 m/s.

Tabela 1: Valores obtidos no estudo experimental.

v_0 - 1.5 kg (m/s)	Energia Cinética (N)	v_0 - 5.0 kg (m/s)
8.160	52.469	4.581
9.000	63.828	5.053
8.000	50.432	4.491

Recuperação O VANT irá integrar um sistema de trem fixo central, exemplificado pela Figura 4, que permitirá o pouso convencional do mesmo sem a necessidade de outros métodos alternativos de recuperação. Esta decisão é motivada pela redução de peso, custo e complexidade dos sistemas da aeronave, assim como uma redução significativa no arrasto de forma da mesma, em comparação com uma solução de trem triciclo.

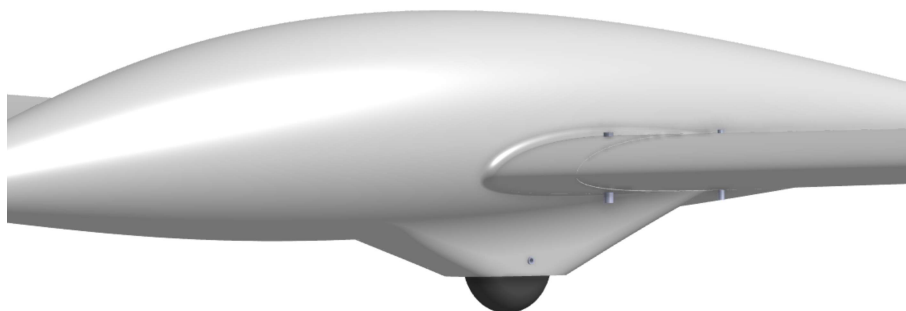


Figura 4: Imagem Renderizada - Sistema de Trem Central.

A posição longitudinal do trem deve ser escolhida de forma a que esteja ligeiramente à frente do centro de gravidade previsto da aeronave. Isto irá garantir que o momento resultante será no sentido de levantar o nariz, permitindo operações de aterragem com maior segurança.

Autonomia De acordo com a informação detalhada no **Contexto Atual**, será utilizado como referência, a aeronave SE 3160 Alouette III, que é um helicóptero leve utilizado em missões de tipologia semelhante à do VANT, o que permite uma ferramenta de comparação direta em termos de desempenho.

Considerando que esta aeronave tem uma autonomia de 135 minutos, podemos assumir de forma clara que para oferecer uma solução competitiva, pode-se propor como um mínimo, uma autonomia de projeto igual.

Alcance Será utilizada a mesma abordagem supradescrita para a determinação do Alcance de projeto. Considerando o raio de ação de 150km da aeronave *AL-III*, pode-se considerar que também, de forma a oferecer um produto competitivo, é seguro definir um valor mínimo de 150km em termos de alcance.

Razão Tração/Peso A relação entre a tração e peso de uma aeronave é importante no estudo de desempenho, principalmente nas fases de decolagem e subida. Como visto anteriormente, uma aeronave com peso excessivo poderá comprometer o processo de lançamento manual. Desta forma, com base em análise de mercado e comparação histórica, propõe-se que a tração disponível na decolagem seja superior a 80% do peso da aeronave.

Transportabilidade O projeto, de forma holística, propõe uma aeronave pequena e transportável, capaz de realizar missões em espaços não pré-condicionados. Isto implica que seja possível realizar o seu transporte dentro de veículos de transporte privado. Desta forma, estima-se que as dimensões absolutas do VANT, quando desmontado, não devam ultrapassar um comprimento de 2 metros.

Velocidade de Cruzeiro Tendo como referência uma base de dados de aeronaves semelhantes (Palmer, 2014), define-se um intervalo de 10 m/s a 15 m/s para a velocidade de cruzeiro.

Apresentação das Especificações Como resultado das análises realizadas, reúnem-se na Tabela 2, abaixo, as especificações finais da aeronave, sendo estes os valores que serão considerados na elaboração do projeto.

Tabela 2: Especificações de Projeto para VANT moto-planador.

Designação	Valor
Massa Máxima	5.0 kg
Envergadura Máxima	3.0 m
Corda Máxima na Raiz	0.35 m
Comprimento Máximo da Fuselagem Desmontada	2 m
Propulsão	Elétrica
Razão Tração/Peso Mínima	0.8
Autonomia Mínima	135 min
Alcance Mínimo	150 km
Faixa de Velocidades de Cruzeiro	10.0 - 15.0 m/s
Velocidade Máxima de Perda	5.0 m/s

CAPÍTULO 1

Desenvolvimento da Aeronave

1.1 Otimização Multidisciplinar

1.1.1 Introdução à Otimização Multidisciplinar

O projeto de uma aeronave é um processo complexo e extenso que inclui diversas fases de refinamento do produto. Na literatura geral este processo é dividido em três etapas de detalhamento. Um exemplo descritivo destas etapas pode ser obtido na literatura de Raymer (Raymer, 2012), onde o autor identifica as três fases seguintes, como também se pode observar na Figura 5:

- Projeto Conceitual - A partir das especificações do produto e de parâmetros adimensionais adotados, dimensionam-se as principais partes da aeronave.
- Projeto Preliminar - Congelamento da geometria como um todo e da configuração geral da aeronave. Neste passo ocorre análise e otimização dos detalhes da configuração.
- Projeto de Detalhe - Conceção dos componentes individuais assim como os planos de fabrico e montagem.

Durante a evolução destas etapas deve-se garantir que diversos requisitos contrastantes sejam otimizados de forma simultânea.

Historicamente, projetistas com vasta experiência no seu campo de estudo eram capazes de intuir o efeito que cada variável alterada poderia ter no projeto final, e em colaboração com outros grupos de estudo, alcançar uma configuração ótima para a aeronave. Este é um processo demorado e por vezes confuso, visto que depende altamente na comunicação interpessoal.

Atualmente, com a utilização de algoritmos otimizadores é possível automatizar o processo supradescrito permitindo a rápida iteração de diversas configurações da aeronave, obtendo por

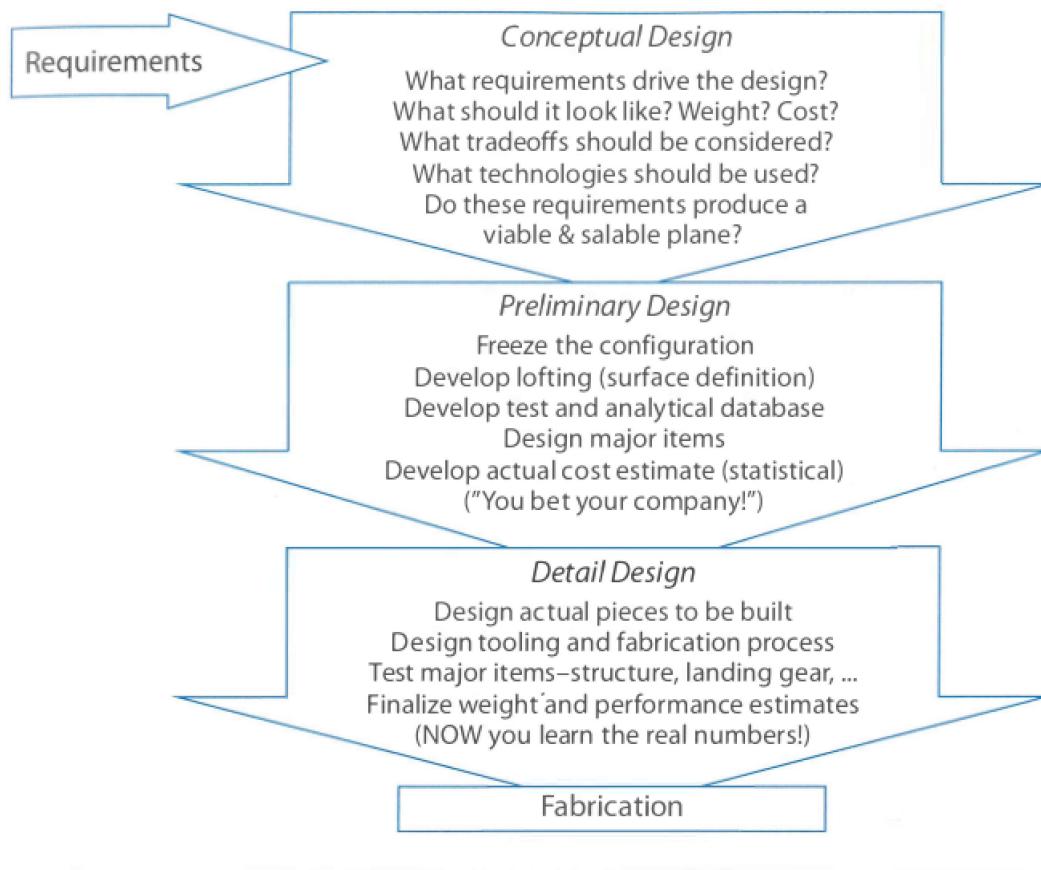


Figura 5: Fases do Projeto de Aeronave. (Raymer, 2012)

fim, um conjunto de configurações ótimas sem a necessidade de recursos elevados. Esta técnica denomina-se **otimização multidisciplinar**.

Neste projeto, optou-se pela implementação da otimização multidisciplinar, acima descrita, o que permite a análise rápida de diversos cenários sem a necessidade de intervenção humana após a configuração do programa otimizador.

Quando se fala em otimização multidisciplinar, o conceito de ótimo deve ser reimaginado. Não se obtém uma única configuração ótima devido ao fato de poderem haver múltiplos objetivos. De facto, o que se obtém ao realizar este tipo de estudo, é uma série de configurações com parâmetros que não podem ser melhorados sem que outros parâmetros sofram uma redução. Exemplificando, para determinadas dimensões de uma aeronave, não é possível aumentar o seu alcance sem que se reduza a sua integridade estrutural ou a sua carga máxima, tendo que o mesmo é válido para outros objetivos como uma maior velocidade de cruzeiro e um menor consumo de combustível. A todas as configurações com as características descritas acima, dá-se o nome de Fronteira de Pareto.

Quando *plotado* num gráfico cartesiano, dois objetivos contrastantes, pode-se observar a denominada Fronteira de Pareto de acordo com a Figura 6, abaixo demonstrada.

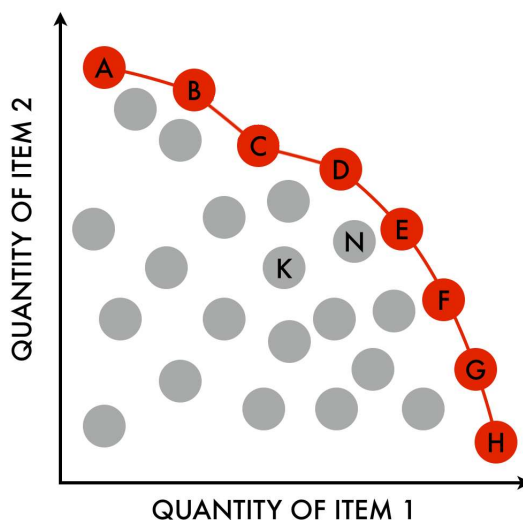


Figura 6: Demonstração da Fronteira de Pareto. (Wikipedia 2023)

Programa de Otimização Multidisciplinar O programa de otimização multidisciplinar selecionado para o projeto do VANT em proposta, foi o *modeFrontier*. É utilizado e confiado pela indústria aeronáutica em empresas como EMBRAER, Airbus, Lockheed Martin, Leonardo, entre outras (ESTECO 2023a) e foi fornecido ao autor deste projeto em regime de licença académica para a realização deste trabalho.

O funcionamento deste programa assume a integração de diversos módulos de análise, cada um responsável pela modelação de uma determinada disciplina. Abaixo, apresentam-se alguns dos conceitos fundamentais de operação deste programa.

Domínio de Entrada Para cada módulo introduzido, são definidos todos os parâmetros responsáveis pela constituição do problema. Por exemplo, se o problema fosse o cálculo da área de um retângulo, o Domínio de Entrada seria o comprimento de Base e a Altura. É essencial lembrar que quanto maior o número de parâmetros, maior será o esforço computacional necessário para realizar o estudo, mesmo que, nem sempre um maior número de parâmetros reflita num estudo com maior precisão.

Domínio de Saída À semelhança do que foi descrito acima, e tomando o mesmo exemplo de área, neste caso o Domínio de Saída seria então a área total do retângulo. Neste caso simples temos somente uma variável de saída, em casos complexos como o do estudo aerodinâmico teremos diversas.

Objetivos e Restrições Uma otimização é sempre realizada com a intenção de maximizar ou minimizar um determinado parâmetro, esta intenção é designada por objetivo e tem como função informar ao programa quais os alvos da otimização. Já as restrições, são condições impostas pelo projetista, que restringem a exploração de certas regiões de projeto.

Algoritmo Otimizador Um algoritmo otimizador, é um conjunto de regras que definem o caminho que será tomado até a conclusão da otimização. A existência de diversas classes de algoritmos denota a variação nas abordagens possíveis para a realização de uma otimização. A escolha do algoritmo mais adequado depende da natureza do problema em questão, das restrições envolvidas e

das preferências do projetista.

Na Figura 7, estão listados os diferentes algoritmos otimizadores disponíveis no programa modeFrontier. (ESTECO 2023b)

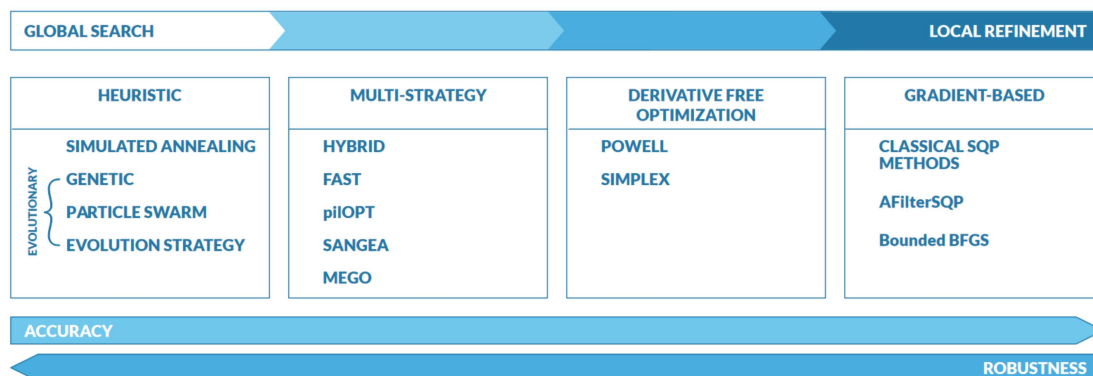


Figura 7: Algoritmos Otimizadores - modeFrontier. (ESTECO 2023b)

Tendo em consideração as características dos diversos algoritmos descritos no manual de utilização do programa (*Manual de Utilização modeFrontier 2023*), foi optado pela utilização do algoritmo *piIOpt*, devido a sua flexibilidade na implementação de restrições, assim como uma convergência mais rápida em problemas de grandes dimensões. Este algoritmo, desenvolvido internamente pela empresa ESTECO é baseado numa família de algoritmos denominados de *Multi-Strategy*, ou seja, implementa estratégias de exploração de ótimos globais assim como um aperfeiçoamento de ótimos locais quando estes são encontrados. Outros algoritmos, não multi-estratégicos, podem sofrer de situações em que a exploração se torne presa no refinamento de um ótimo local sem a percepção de que possa haver um outro ponto ótimo numa diferente região do espaço de projeto.

Configuração do Programa De forma a compreender como a configuração do programa é realizada, tomemos um exemplo simplificado deste processo: O estudo aerodinâmico de uma asa, reta, retangular.

Neste exemplo, o nosso domínio de entrada será:

- Envergadura
- Corda

Deveremos também definir os valores de balizamento para cada variável, estes serão os valores máximos e mínimos que o algoritmo considerará na exploração de cada parâmetro.

Consideramos o seguinte, para o exemplo:

- Envergadura - de 0.5m a 1.0m
- Corda - de 0.15m a .25m

Como domínio de saída obteremos:

- Eficiência Aerodinâmica

Prezamos por obter a maior Eficiência Aerodinâmica possível, portanto este será o objetivo, na forma de uma maximização desta variável.

De seguida, prosseguimos à seleção do algoritmo otimizador, estes podem ser classificados como Globais ou Regionais:

Um algoritmo Global poderia iniciar por gerar iterações com variáveis nos extremos do espaço definido, por exemplo:

- Iteração 1 - Envergadura: 1.0m | Corda: 0.25m
- Iteração 2 - Envergadura: 0.5m | Corda: 0.15m
- Iteração 3 - Envergadura: 1.0m | Corda: 0.15m
- Iteração 4 - Envergadura: 0.5m | Corda: 0.25m

Esta técnica tem como objetivo encontrar uma região ótima que por sua vez poderá ser refinada utilizando um otimizador local.

Sendo assim, dependendo da definição do problema, seleciona-se o algoritmo mais apropriado, segundo lista presente na Figura 7.

Disciplinas Estudadas

O projeto de uma aeronave assume o estudo das principais disciplinas que governam o voo e a estrutura da mesma. As três áreas gerais de estudo abordadas neste projeto são descritas de seguida:

Aerodinâmica A disciplina de Aerodinâmica estuda o escoamento do ar em torno de objectos, assim como as forças que resultam desta interação ([NASA 2023](#)).

Mecânica do Vôo A disciplina de Mecânica do Vôo tem como objetivo a análise do movimento da aeronave no espaço tridimensional e sua resposta à perturbações, assim como o cálculo de parâmetros de desempenho. (Yechout, [2003](#))

Mecânica Estrutural A disciplina de Mecânica Estrutural aborda o estudo da integridade estrutural dos componentes primários da aeronave através da realização de análises e cálculos de tensões e deformações à que o material seja sujeito. (Megson, [2007](#))

1.1.2 Parâmetros Fixos de Projeto

Tipo de Construção

De forma não habitual, foi optado por se utilizar o processo de Fabrico Aditivo como método de produção das estruturas principais, tendo como reforço para a estrutura da asa duas longarinas tubulares fabricadas em Polímero Reforçado por Fibras de Carbono.

Esta decisão é baseada principalmente na redução do tempo de construção e reparação.

Abaixo, na Figura 8, apresentam-se dois métodos possíveis de construção: à esquerda método tradicional com estrutura interna da asa assemblada (*Airfield Models 2023*); à direita método por Fabrico Aditivo (McMillan, 2023), sendo necessário somente a colagem das secções e introdução das longarinas.

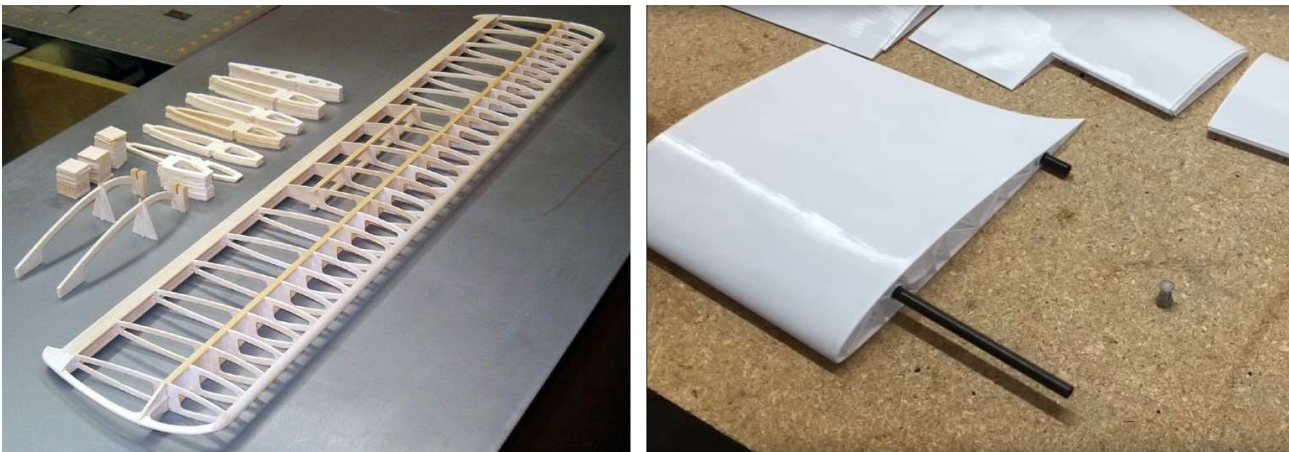


Figura 8: Métodos de construção da asa: À esquerda, método tradicional com estrutura interna assemblada, à direita, método de Fabrico Aditivo. (*Airfield Models 2023* e McMillan, 2023)

Resumidamente, este método não-convencional de construção permite:

- Construção fácil e rápida
- Redução do custo de construção
- Melhor disseminação do produto. Qualquer organização com acesso à uma máquina de Fabrico Aditivo das dimensões apresentadas pode realizar a produção do mesmo.
- Maior facilidade na realização de reparos. Secções da estrutura podem ser removidas e novas impressas para substituição, reduzindo o tempo de AOG (*Aircraft On Ground*) para a frota.
- Construção em plástico e fibra de carbono reduz o efeito de degradação do ambiente marítimo.

Perfil Alar

A escolha do perfil alar da asa é um ponto crítico de projeto, visto que influencia as três disciplinas apresentadas. O primeiro e mais importante fator na decisão da família de perfis é o tipo

de escoamento a que este estará sujeito. A partir das especificações de projeto calcula-se o número de *Reynolds* esperado para o escoamento da aeronave.

Este número define-se como:

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} = 347823 \quad (2)$$

Onde:

- *Re* é o número de Reynolds.
- ρ é a densidade do fluido. No caso do ar ao nível do mar, considera-se 1.225 Kg/m^3 .
- u é a velocidade do escoamento. Neste estudo utiliza-se uma velocidade projetada de cruzeiro de 15 m/s.
- L é a dimensão característica. No caso de uma asa, considera-se a corda média. Neste projeto utiliza-se o valor máximo de 0.35m.
- μ é a viscosidade dinâmica do fluido. No caso do ar à temperatura ambiente de 25°C, considera-se $1.849 \cdot 10^{-5} \text{ Kg/m-s}$.

Sabe-se então, que o escoamento, tendo um número de *Reynolds* inferior à 500000, poderá ser considerado como laminar (Winslow et al., 2018).

Com esta informação, utilizou-se um compêndio desenvolvido por Selig (Selig et al., 1989), onde se encontra o resultado de uma série de estudos experimentais realizados aos mais diversos tipos de perfis, de forma a selecionar seis possíveis candidatos com base nos seguintes critérios.

- Baixo arqueamento - De forma a reduzir arrasto de compensação no voo de cruzeiro.
- C_d baixo para C_l na faixa de 0.3 à 0.6 - De forma a aumentar eficiência em voo de cruzeiro.
- Espessura relativa alta - De forma a acomodar as longarinas.

Sendo os perfis candidatos, os seguintes:

- S7055
- S9037
- SA7036
- SA7038
- SA7037
- SD8040

Com um perfil adicional, NACA 6412, utilizado como referência, visto que devido ao seu arqueamento elevado permite a observação da diferença nos valores de C_l e C_d entre este e os demais perfis de baixo arqueamento.

As Figuras 9, 10 e 11, abaixo, provém da análise computacional, bidimensional, de uma asa infinita realizada com recurso ao algoritmo XFOIL implementado no programa XFLR5. Este programa permite a análise aerodinâmica de perfis em escoamentos de baixo número de Reynolds.

As Figuras 9 e 10 detalham as curvas de Polar Arrasto dos perfis selecionados.

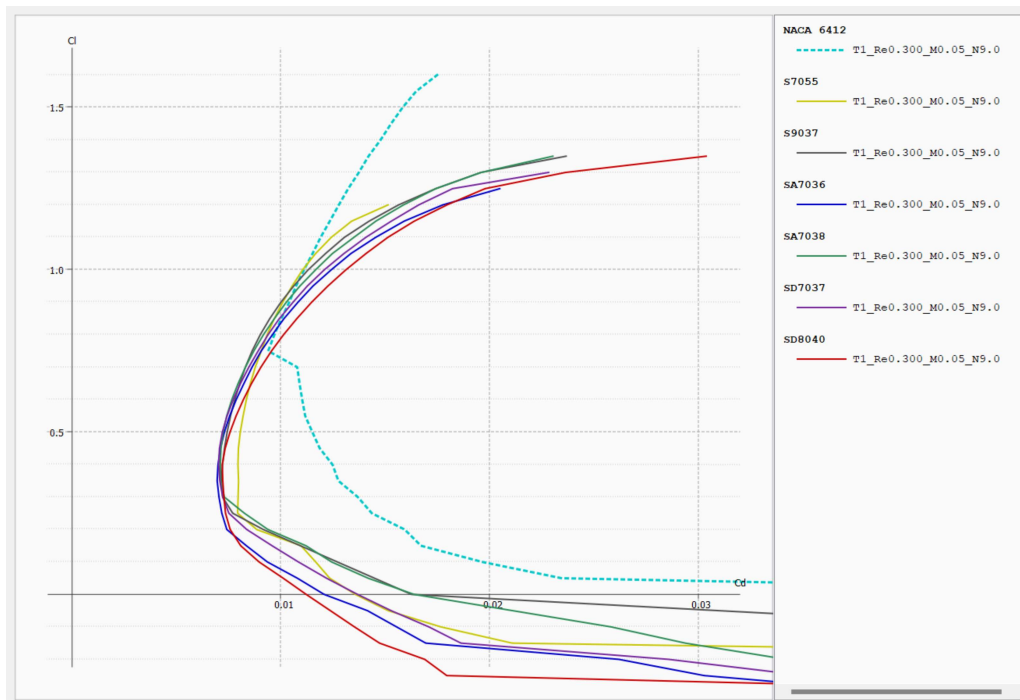


Figura 9: Comparação das Curvas Polar de Arrasto (C_l x C_d) dos perfis alares candidatos, programa XFLR5.

Em específico na Figura 10, é possível observar que para um C_l de 0.5, valor aproximado para cruzeiro, o valor de C_d é extremamente semelhante para os candidatos SD8040, SA7038, SA7036 e S9037. No entanto, é necessário garantir que o perfil selecionado seja capaz de produzir um coeficiente de sustentação máximo alto, de forma a reduzir a velocidade de perda e possibilitar o lançamento manual.

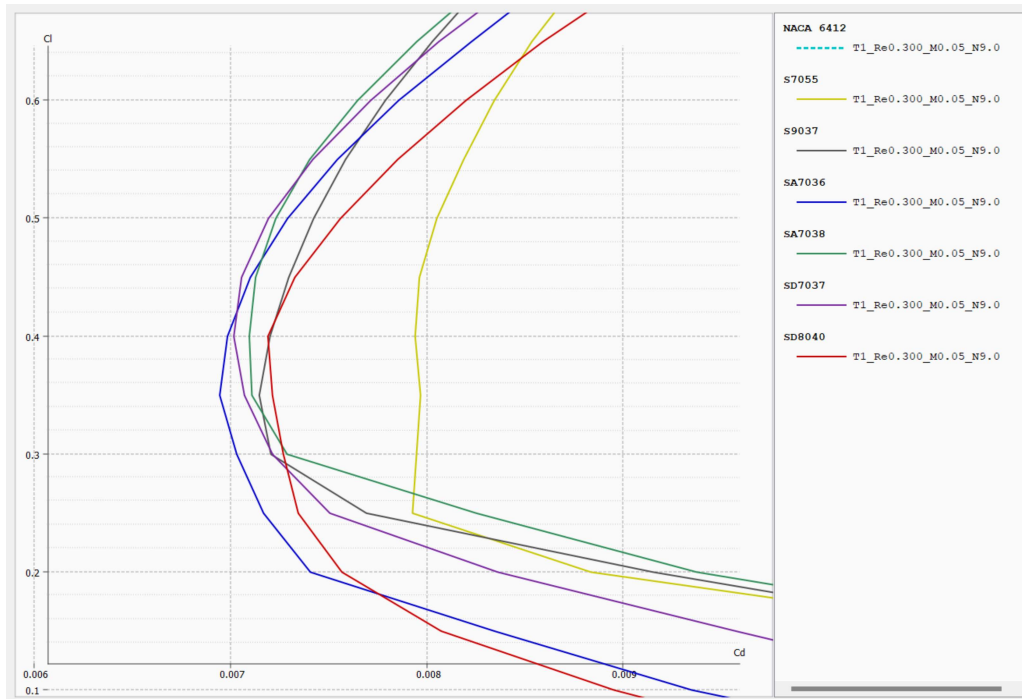


Figura 10: Comparação em detalhe das Curvas Polar de Arrasto (C_l x C_d) dos perfis alares candidatos, programa XFLR5.

Quando o gráfico do momento de arfagem pelo ângulo de ataque é analisado, pode-se observar um candidato destacável, SD8040, com um momento de picada inferior aos restantes para um ângulo de ataque nulo, como pode ser observado na Figura 11, característica que reduz a necessidade de compensação pela empenagem horizontal, reduzindo assim o arrasto de compensação gerado.

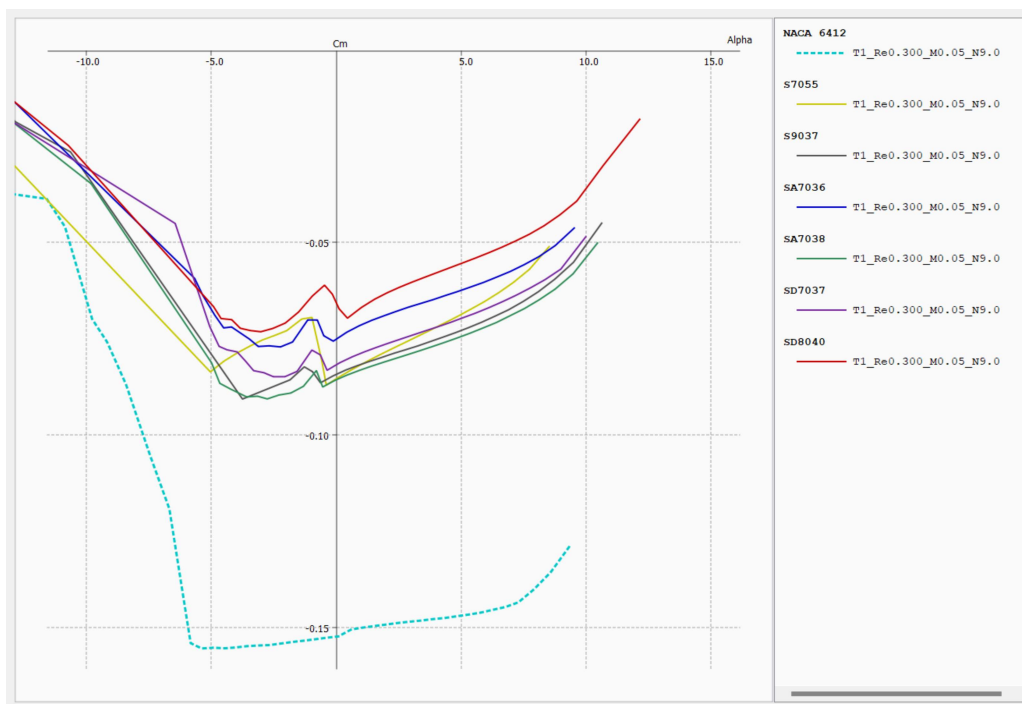


Figura 11: Comparação em detalhe das Curvas de Momento de Arfagem (C_m) por Ângulo de Ataque (α) dos perfis alares candidatos, programa XFLR5.

Por fim, o perfil alar SD8040 foi escolhido devido a eficiência aerodinâmica semelhante entre os seis estudados, um menor momento de picada para um ângulo de ataque nulo e uma espessura suficiente para suportar estruturalmente as cargas em voo da aeronave, considerando as limitações do fabrico aditivo.

Posicionamento da Asa

A posição da asa relativamente a fuselagem não foi optada por ser integrar na otimização do projeto, devido ao fato de que uma alteração à esta variável implicaria uma alteração de diversos outros sub-sistemas, o que proibiria a rápida e eficiente implementação das configurações obtidas. A Figura 12 representa as possíveis posições da asa.

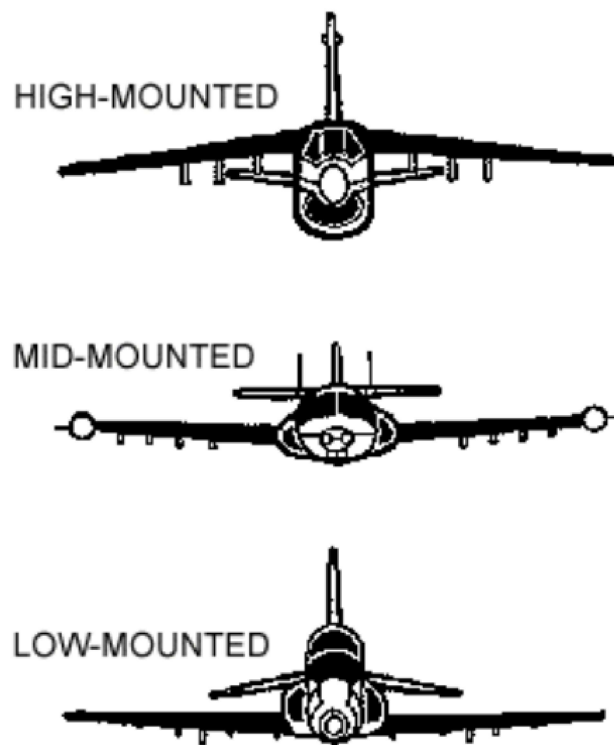


Figura 12: Posições de Asa. (Aircav 2023)

Sendo assim, foi efetuada uma análise às vantagens e desvantagens das três posições convencionais de asa; baixa, média e alta, como se observa na Tabela 3.

Tabela 3: Comparação de Posicionamento da Asa

Vantagens	Desvantagens
Asa Alta	
Maior estabilidade lateral. Facilita fixação da asa na fuselagem. Permite montagem de motores sob a asa.	Reduz manobrabilidade lateral.
Asa Média	
Oferece bom compromisso entre asa Alta e Baixa Proporciona o menor arrasto de interferência.	Requer fixação complexa à fuselagem.
Asa Baixa	
Facilita fixação da asa na fuselagem. Esteira não perturba estabilizador horizontal.	Baixa margem de espaço entre asa e chão. Promove instabilidade lateral.

Por fim, a posição de asa selecionada para a aeronave projetada é a de **Asa Média**, com diedro positivo, visto que esta permite um compromisso desejável entre as características de Asa Alta e Baixa. Especificamente, o equilíbrio entre a obtenção de uma aeronave lateralmente estável sem a perda da sua manobrabilidade mínima.

Grupo Motopropulsor

Para este projeto, optou-se pela utilização de propulsão elétrica, através de modelo de motor sem escova, tipicamente utilizado na prática de aeromodelismo.

Esta decisão foi tomada por diversos motivos, nomeadamente:

- Facilidade de integração.
- Baixo custo de Operação.
- Menor necessidade de manutenção.
- Melhor controle de RPM.
- Menores níveis de vibrações transmitidas à controladora de voo.

Em contrapartida, existem também desvantagens associadas à esta tecnologia, descritas abaixo:

- Menor autonomia.
- Massa não decresce ao longo do voo.
- Densidade energética de uma bateria (Li-ion) é inferior à de combustíveis líquidos tipicamente utilizados como o *Glow*.

Terminologia Padrão Antes que o processo de seleção do motor seja abordada, é necessário definir determinados conceitos que serão utilizados.

- KV - É a unidade que designa a velocidade (RPM - K) que um motor atinge quando sujeito à uma determinada tensão (V).
- Motor "2317- Indica as dimensões da carcaça do motor em milímetros, tendo que os dois primeiros números designam o diâmetro enquanto que os dois últimos, o comprimento.
- Hélice "14x7- Indica as dimensões da hélice em polegadas, enquanto que os dois primeiros dígitos designam o diâmetro do disco da hélice, os dois últimos indicam o passo da mesma, ou seja, o avanço teórico após uma rotação.

Motor Escolhido A escolha do motor deve ser realizada de forma a que a eficiência seja máxima para uma determinada condição de voo. Para o estudo corrente, consideram-se missões de varrimento, tipicamente a baixa altitude e com prioridade na maximização da autonomia de voo. Em contrapartida, e como já mencionado nas Especificações de Projeto, devido ao método de lançamento proposto, é necessário garantir que a tração do motor seja suficiente para acelerar o VANT num curto espaço de tempo após o seu lançamento. Tendo estes detalhes, pode-se definir certos critérios que deverão ser utilizados na escolha do motor.

- Eficiência máxima em voo de cruzeiro.
- Funcionamento com baterias até 4S (14.8V).
- Tração superior à 80% do peso da aeronave (considera-se o peso máximo de 50 N).
- Baixa massa.

Após a realização de uma pesquisa de mercado, foi decidido considerar modelos da marca *T-Motor*, devido à existência de informação detalhada de tração estática para todos os modelos vendidos, o que permite uma melhor análise do produto ideal.

Com base nos critérios referidos acima, três candidatos foram selecionados, estando estes apresentados na Tabela 4 com as suas devidas características.

A eficiência é considerada à 40% do "acelerador", visto que é o limite da informação fornecida pelo fabricante.

Designação	Hélice	Massa (g)	Tração Máxima (g)	Eficiência à 40% (g/W)
AT2317 880KV	12x6	79	1396	10.40
AT2826 900KV	15x8	175	2844	9.11
AT3520 550KV	14x7	218	4116	8.40

Tabela 4: Motores candidatos à incorporação no VANT.

É possível observar que com o aumento da tração máxima, a eficiência diminui, o que implica uma redução na autonomia de voo da aeronave. Por outro lado, uma aeronave com propulsão reduzida pode não ser capaz de suportar um lançamento manual sucedido. Ou seja, não seria capaz de iniciar o voo.

Com estas considerações, tornou-se óbvio que o ideal seria optar por uma motorização com o máximo de tração estática possível dentro dos candidatos pré-selecionados.

Além de que, como é possível visualizar na Figura 13, a diferença entre as potências requeridas é reduzida em regimes de baixa tração estática dos motores.

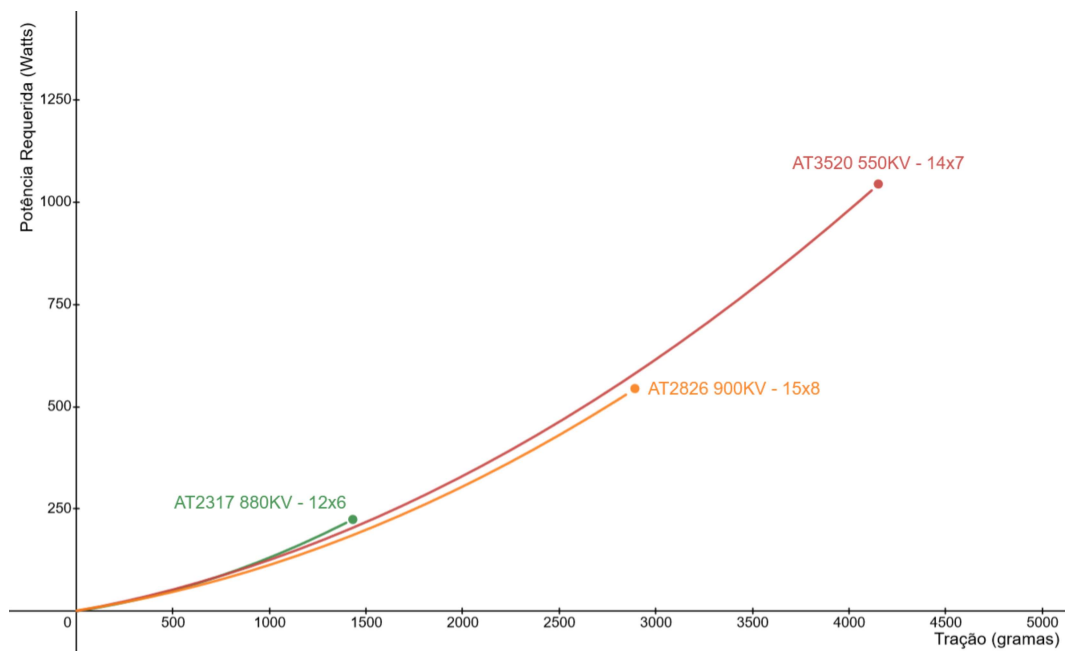


Figura 13: Gráfico de comparação das curvas Potência Requerida vs. Tração Estática, obtido através da regressão polinomial efetuada aos pontos de dados extraídos do fabricante. Tração deve ser considerada como massa equivalente à 1G, visto que valor em gramas foi obtido da fonte original.

Assume-se então, como grupo moto-propulsor para o VANT, o conjunto de motor modelo **AT3520 550KV** com hélice de tamanho **14x7**.

Estudo de Hélice As informações referentes aos testes de tração estática são considerados para um par motor e hélice. Mais detalhadamente, foram extraídas do fabricante (*ACP Composites 2023*) as características da hélice escolhida de forma a compreender o seu desempenho ao longo do envelope de velocidade esperado. Na Figura 14 abaixo, detalha-se o perfil de tração da hélice quando submetida à uma faixa de velocidades entre 0 e 30 metros por segundo, para uma faixa de rotações entre 4000 RPM e 9000 RPM.

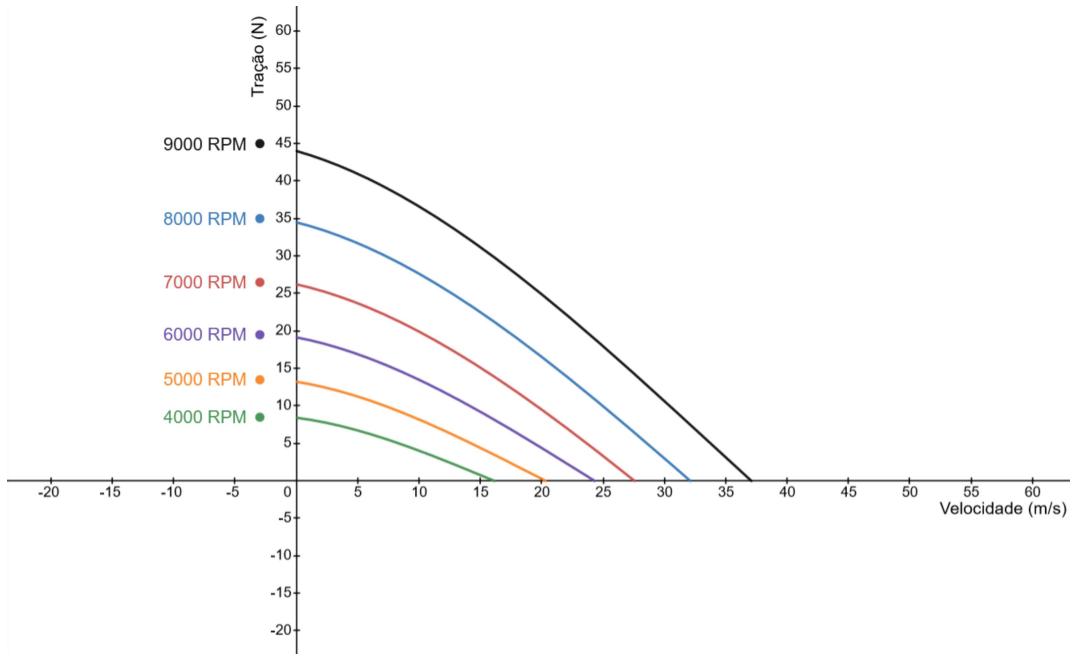


Figura 14: Curva de Tração por Velocidade para a hélice de dimensões 14x7, com rotações entre 4000 e 9000 RPM.

Posicionamento do Motor Devido a natureza do lançamento manual da aeronave, torna-se evidente que a configuração necessária seja de motor trator (à frente). Como exemplificado na Figura 15, a montagem do motor na traseira do VANT poderia promover a ocorrência de incidentes em que a hélice infligisse ferimentos à mão do lançador. Adicionalmente, numa perspetiva de sistemas, a montagem do motor à proa, permite que os eletrónicos auxiliares como a bateria e as controladoras sejam mais facilmente integrados.

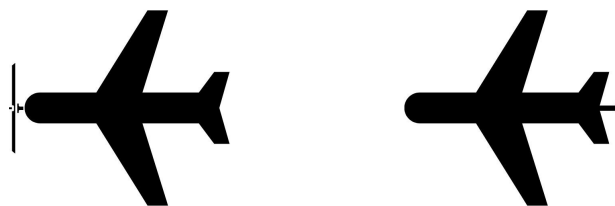


Figura 15: Tipos convencionais de posicionamento do motor.

Bateria

A bateria utilizada é considerada como constante durante a otimização. De forma a obter a maior carga possível, optou-se pela construção de um *Pack* de baterias Li-ion. Estas baterias tem uma densidade energética superior à de baterias Lipo, assim como uma maior resistência aos impactos, promovendo um risco de incêndio muito inferior ao de baterias Lipo vendidas comercialmente.

(Nitta et al., 2015)

De forma a alcançar uma energia armazenada de 216 Wh, foi selecionada a célula Samsung INR21700-50S 5000mAh, com 35A de corrente nominal, numa configuração 4S3P, ou seja, 4 células em série por 3 séries em paralelo, exemplificado na Figura 16. Deve-se ainda considerar que um maior número de células acresce na massa total da bateria.

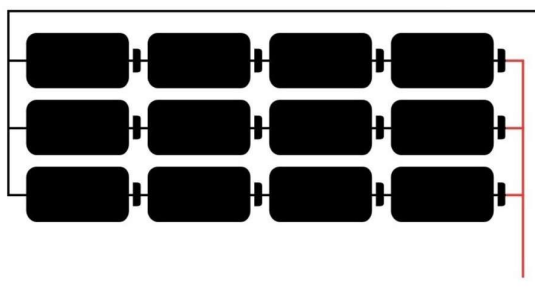


Figura 16: Configuração de células Li-ion 4S3P para bateria utilizada.

1.2 Programa de Cálculo Aerodinâmico e de Estabilidade

Devido à presença de parâmetros de aerodinâmica e estabilidade nos diversos módulos apresentados posteriormente, optou-se por realizar a descrição do processo de seleção deste programa assim como de seu funcionamento de forma introdutória nesta secção preliminar.

O cálculo destes parâmetros pode ser realizado recorrendo a diversos métodos distintos. A escolha do método ideal dependerá sempre das condições específicas em que o estudo é realizado, com isto, definiram-se os seguintes critérios de seleção do programa.

- 1 **Interpretação de Resultados** - Facilidade de utilizar os resultados obtidos, ou em contrapartida, necessidade adicional de manipular os resultados gerados. Por exemplo, necessidade de calcular derivadas de estabilidade a partir de forças principais, versus obter as derivadas calculadas diretamente.
- 2 **Integração com modeFRONTIER** - Capacidade de implementar o método desejado no programa de otimização modeFRONTIER. Por norma, é necessário que o método/programa de cálculo possa ser executado através de linha de comando.
- 3 **Precisão dos Resultados** - Nível de precisão esperado, ou de forma contrária, montante de aproximações assumidas pelo método/programa.
- 4 **Carga Computacional** - Tempo de processamento necessário para executar uma iteração. Existe um equilíbrio que deve ser considerado entre um método de elevada precisão que renda uma baixa diversidade de configurações da geometria (devido à um tempo de computação elevado), versus um método com precisão reduzida, mas que produza milhares de iterações, permitindo uma elevada variabilidade.

De acordo com os requisitos definidos acima, foram avaliados cinco métodos numa escala de zero a dez, sendo dez a pontuação máxima, como é possível observar na Tabela 5. Estes pesos foram atribuídos arbitrariamente pelo autor.

Tabela 5: Avaliação comparativa de métodos de Cálculo Aerodinâmico e Estabilidade

Método	[1]	[2]	[3]	[4]	Total
Solidworks FlowSim	3	7	8	3	21
Ansys Fluent	2	6	9	2	19
Matlab, Roskam ¹	5	7	4	9	25
XFLR5	7	0	6	8	21
<i>flow5</i>	9	5	6	8	28

¹ Algoritmo Matlab baseado em tabelas da literatura de Roskam (Roskam, 1985).

Verifica-se então que o método mais adequado é o programa *flow5*, pois permite uma rápida iteração de novas configurações assim como a interpretação simplificada dos resultados, permitindo, por exemplo, obter valores de amortecimento, frequências e coeficientes aerodinâmicos diretamente, sem haver necessidade de manipular os dados obtidos.

O funcionamento deste programa, assim como uma breve descrição dos solucionadores presentes, está detalhado no Anexo A.2.

1.3 Módulo de Cálculo Geométrico

Este módulo tem como objetivo o cálculo das geometrias descritivas da aeronave, assim como a conversão de dimensões que necessitem de uma formatação específica, como é o caso da definição dos enflechamentos, em termos de distâncias ao invés de ângulos.

1.3.1 Funcionamento do Módulo

O cálculo das características geométricas da aeronave foi realizado com base nas equações apresentadas na literatura de Raymer (Raymer, 2012).

1.3.2 Entradas e Saídas

O código na sua íntegra pode ser consultado no Anexo A.8. Nesta secção, na Tabela 6, apresentam-se as variáveis de entrada e saída deste módulo.

Tabela 6: Variáveis de entrada e saída do Módulo de Cálculo Geométrico.

ENTRADA	SAÍDA
Corda da Asa na Raiz	Área da Asa
Corda da Asa na Ponta	Alongamento da Asa
Semi-envergadura da Asa	Afilamento da Asa
Ângulo de Diedro da Asa	Distância de Enflechamento da Asa
Ângulo de Enflechamento da Asa	Corda Média da Asa
Corda Estab. Horz. na Raiz	Área do Estab. Horz.
Corda Estab. Horz. na Ponta	Alongamento do Estab. Horz.
Semi-envergadura do Estab. Horz.	Afilamento do Estab. Horz.
Corda Estab. Vert. na Raiz	Distância de Enflechamento do Estab. Horz.
Corda Estab. Vert. na Ponta	Distância do Estab. Horz. à Origem
Envergadura do Estab. Vert.	Área do Estab. Vert.
Distância do Estab. Vert. à Origem	Alongamento do Estab. Vert.
Ângulo de Enflechamento do Estab. Vert.	Afilamento do Estab. Vert.
	Distância de Enflechamento do Estab. Vert.
	Comprimento do Varão de Cauda
	Volume de Cauda Horizontal
	Volume de Cauda Vertical

1.4 Módulo de Massa e Centragem

De forma tradicional e histórica, o estudo da distribuição de massas numa aeronave é denominado de "Peso e Centragem", no entanto, é um termo incorreto, visto que de forma geral o que se analisam são os pontos de massa em quilogramas ou libras, e não forças. Sendo assim, daqui em diante utilizar-se-á o termo "Massa e Centragem".

O estudo da Massa e Centragem de uma aeronave provém da necessidade de garantir a estabilidade longitudinal estática da mesma, sendo isto obtido através da variação do centro de gravidade (C.G) do VANT ao longo de seu eixo longitudinal. Através da utilização do programa *flow5*, foi possível introduzir pontos de massa em determinadas posições, com coordenadas fixas mas, em certos casos, massas variáveis, com o objetivo de extrair informação referente à margem estática, valor indicativo da estabilidade estática longitudinal da aeronave.

Na secção abaixo apresentam-se os pontos de massas variáveis configurados no programa. Outros pontos de massa fixos não foram apresentados na secção de Entradas e Saídas e podem ser visualizados no Anexo A.16.

A Figura 17 ilustra a distribuição dos pontos de massa introduzidos no programa *flow5*, assim como o sistema de eixos utilizado.

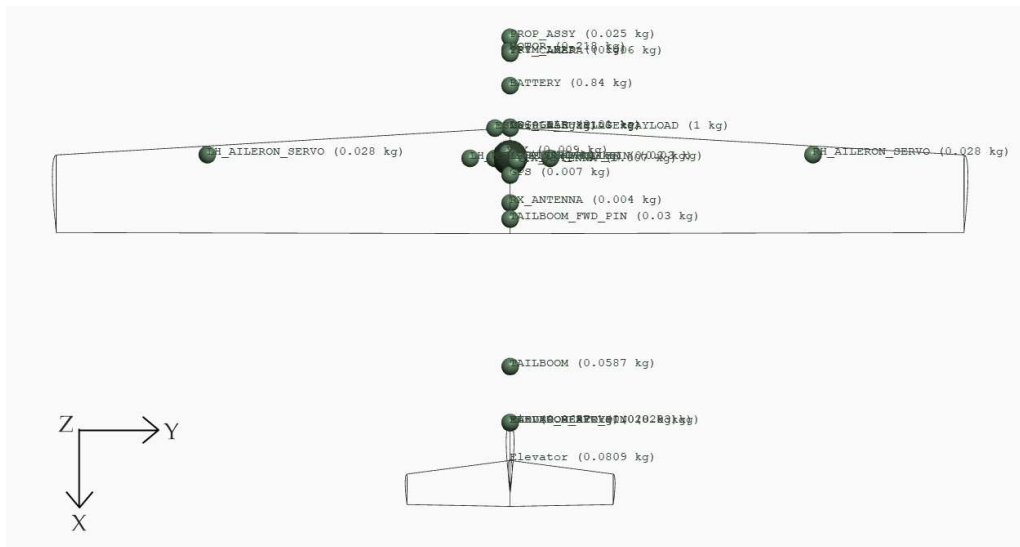


Figura 17: Figura demonstrativa dos pontos de massa introduzidos no programa *flow5* e seu sistema de eixos.

1.4.1 Funcionamento do Módulo

O valor de massa para os pontos é determinado de forma fixa para todos. No entanto, o valor de massa para as superfícies de sustentação é determinado a partir do volume da mesma. O método utilizado para estas estimativas, constitui no cálculo do volume da superfície determinada, sendo este multiplicado pela densidade do material e por um "coeficiente de preenchimento", responsável por considerar o preenchimento não sólido das peças impressas, processo descrito na secção abaixo. Tendo a posição e o valor de massa de todos os pontos e volumes, é calculado pelo programa a localização tridimensional do Centro de Gravidade da aeronave.

A coordenada dos servos é calculada de forma a manter a mesma posição relativa destes durante o processo iterativo de otimização.

Estimativa de Massa da Asa Seguindo a metodologia de autores como Gundlach (Gundlach, 2014) e Raymer (Raymer, 2012), o processo baseia-se na recolha de informação de peças conhecidas, de forma a estabelecer uma relação entre o volume de uma asa sólida e o volume de uma asa vazada, com nervuras.

Programas de preparação de geometria para impressão como *Cura* ou *PrusaSlicer*, disponibilizam informação sobre a massa estimado da peça, calculado através da relação entre o volume extrudido e a densidade do material (Manford et al., 2022), ambas informações conhecidas pelo programa. Tendo definido o método de obter os pontos de dados, prossegue-se à definição da amostra.

Para isto, foi utilizado o projeto de um avião de modelo fabricado pela empresa 3DLabPrint e desenhado especificamente para a impressão 3D. Secções da asa foram introduzidas no programa *PrusaSlicer* e seus valores de massa obtidos para configurações de asa sólida e asa vazada. Uma relação foi calculada para cada par sólido-vazado e uma média aritmética obtida das relações.

Conhecendo a área de secção do perfil SD8040 na raiz, $0.0658 m^2$ por metro de corda, e através

do cálculo de um integral duplo é possível obter o volume sólido de uma asa trapezoidal linear, de acordo com a expressão abaixo.

$$2 \int_0^b \int_{\frac{y}{m}}^C 0.0658 \cdot C \, dx \, dy \quad (3)$$

Onde:

- $\frac{y}{m}$ é a Equação da reta do bordo de ataque em função de x .
- C é a corda na raiz da asa.
- b é a semi-envergadura da asa.

A Figura 18, abaixo, ilustra os limites de integração num plano cartesiano, para uma configuração genérica:

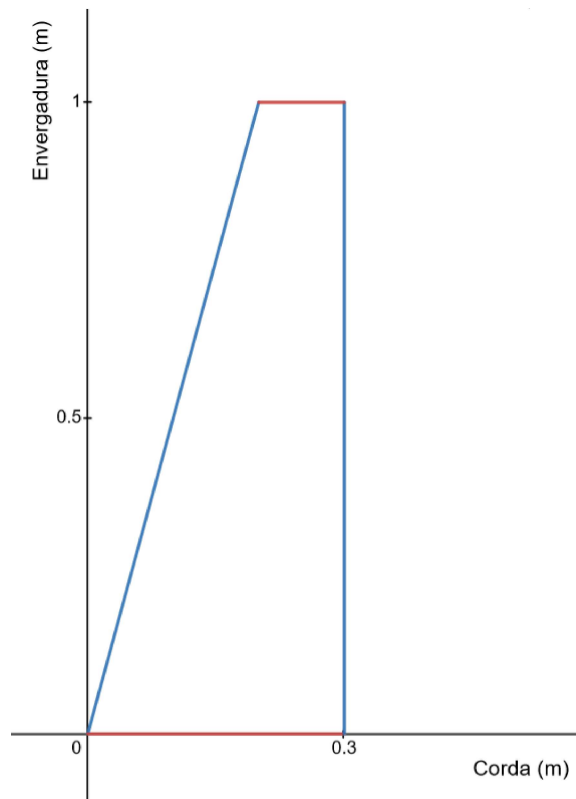


Figura 18: Limites de integração em referencial cartesiano para uma asa trapezoidal genérica.

Pode-se observar que o enflechamento não é considerado, somente o afilamento da asa. Isto deve-se ao fato do ângulo de enflechamento de uma asa não alterar o volume da mesma, somente a sua distribuição em relação a fuselagem.

Então, tendo o volume de uma asa sólida, multiplica-se este valor pelo coeficiente de relação entre asa sólida e asa vazada, obtendo então o volume de uma asa vazada, com nervuras.

Por fim, realizando o produto entre o volume da asa vazada e a densidade do material, obtém-se a massa estimado para uma asa com as dimensões desejadas.

Estimativa de Massa do Varão de Cauda Adicionalmente, é necessário calcular a massa do varão de cauda, estrutura tubular que une a empenagem à fuselagem, relativamente ao seu comprimento. Tendo sido realizada uma pesquisa de mercado, foi definido que um tubo de 10 milímetros de diâmetro com espessura de 2 milímetros pesa 25 gramas por metro. Com estes dados é simples a realização de uma expressão que calcule, de forma linear, a massa do varão devido ao seu comprimento.

1.4.2 Entradas e Saídas

O código na sua íntegra pode ser consultado no Anexo A.9. Nesta secção, na Tabela 7, apresentam-se as variáveis de entrada e saída deste módulo.

Tabela 7: Variáveis de entrada e saída do Módulo de Massa de Centragem.

ENTRADA	SAÍDA
Coordenada Z do C.G do Varão de Cauda	C.G da Aeronave
Distância do Estab. Vert. à Origem	Margem Estática da Aeronave
Coordenada Z do Pino Frontal do Varão de Cauda	Massa da Asa
Coordenada Z do Servo do Profundor	Massa da Empenagem
Distância de Enflechamento da Asa	
Ângulo de Diedro da Asa	
Semi-envergadura da Asa	

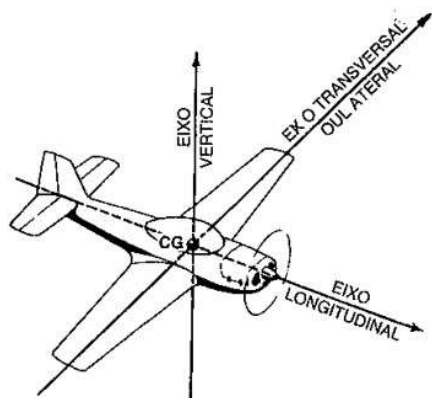
1.5 Módulo de Cálculo Aerodinâmico

Constituindo uma das três principais disciplinas estudadas, a análise aerodinâmica contribui para grande parte do estudo do projeto da aeronave. Em específico, neste módulo são calculados os parâmetros aerodinâmicos da aeronave, sendo estes posteriormente utilizados no estudo da Mecânica do Voo.

1.5.1 Funcionamento do Módulo

Segue uma breve introdução aos principais conceitos e convenções utilizados no seguimento do estudo aerodinâmico.

Eixos Aerodinâmicos Neste trabalho serão utilizadas as nomenclaturas padrão para os eixos aerodinâmicos, de acordo com a ilustração abaixo.



- Eixo Longitudinal
- Eixo Lateral
- Eixo Vertical

Figura 19: Eixos Aerodinâmicos. (Homa, 2010)

Forças em uma Aeronave Em voo nivelado de cruzeiro, existe um equilíbrio de forças que permite que tal aconteça. Estas forças principais listam-se abaixo:

- Sustentação (L) - Força proveniente da interação entre as superfícies sustentadoras e o escoamento do ar, com direção variável em função do ângulo de ataque, mas perpendicular à direção da velocidade do vento.
- Peso (W) - Força gravítica, com direção ao centro da terra.
- Tração (T) - Força de tração, responsável pela aceleração da aeronave na direção do seu eixo de longitudinal.
- Arrasto Aerodinâmico (D) - É o conjunto de forças atuantes na direção de voo, com sentido oposto.

A eficiência aerodinâmica é definida por $\frac{L}{D}$, logo de forma a realizar um voo com uma maior autonomia, tenderemos a maximizar a sustentação e minimizar o arrasto para uma determinada condição de voo. O arrasto aerodinâmico descrito acima pode ser dividido nas duas seguintes categorias.

- Arrasto Parasita - É o conjunto de forças de arrasto que não dependem da sustentação, aumentam com o aumento da velocidade de voo.
- Arrasto Induzido - É a força de arrasto que depende da sustentação, diminui com o aumento da velocidade de voo, tendo em vista que o ângulo de ataque diminui quando a velocidade aumenta.

Enquanto que o arrasto induzido e parasita das superfícies sustentadoras é calculado pelo programa *flow5*, este não inclui fuselagens na sua análise. Desta forma, foi necessário realizar o cálculo do arrasto parasita para uma fuselagem em voo subsônico, utilizando a metodologia descrita na literatura de Roskam (Roskam, 1985), especificamente Parte VI, capítulo 4.3.

1.5.2 Entradas e Saídas

Na Tabela 8, apresentam-se as variáveis de entrada e saída do Módulo de Cálculo Aerodinâmico.

Tabela 8: Variáveis de entrada e saída do Módulo de Cálculo Aerodinâmico.

ENTRADA	SAÍDA
Área de Arrasto da Fuselagem	Matriz de CL por Ângulo de Ataque
Coefficiente de Arrasto da Fuselagem	Matriz de Dist. da Sust. e Momentos Fletores na Asa
Velocidade de Voo para Análise VLM	Ângulo de Ataque em Equilíbrio
Corda Estab. Horz. na Raiz	Velocidade de Voo em Equilíbrio
Corda Estab. Horz. na Ponta	Coefficiente de Sustentação em Equilíbrio
Semi-envergadura do Estab. Horz.	Coefficiente de Arrasto em Equilíbrio
Distância de Enflechamento do Estab. Horz.	Eficiência Aerodinâmica em Equilíbrio
Ângulo de Incidência do Estab. Horz.	Coefficiente de Momento em Equilíbrio
Altura do Estab. Horz.	Força de Arrasto Total em Equilíbrio
Corda Estab. Vert. na Raiz	Força de Sustentação Total em Equilíbrio
Corda Estab. Vert. na Ponta	Força de Sustentação do Estab. Horz. em Equilíbrio
Envergadura do Estab. Vert.	Força de Sustentação do Estab. Vert. em Equilíbrio
Distância de Enflechamento do Estab. Vert.	
Perfil Alar da Asa	
Corda da Asa na Raiz	
Corda da Asa na Ponta	
Semi-envergadura da Asa	
Distância de Enflechamento da Asa	
Ângulo de Torção da Ponta da Asa	
Diedro da Asa	
Ângulo de Incidência da Asa	

1.6 Módulo de Mecânica do Voo

O estudo da Mecânica do Voo interceta duas principais disciplinas, a de Estabilidade e a de Desempenho. De forma breve, serão introduzidos determinados conceitos básicos a cada uma das disciplinas abordadas neste módulo.

1.6.1 Funcionamento do Módulo

Estabilidade

O conceito de estabilidade provém da necessidade de estudar o movimento de uma aeronave e sua trajetória de voo, assim como a sua resposta a perturbações externas. Em termos operacionais, uma aeronave estável torna a pilotagem mais fácil e segura para o operador. O estudo da estabilidade é dividido em duas principais vertentes, a **Estabilidade Estática** e a **Estabilidade Dinâmica**, detalhadas abaixo.

A Figura 20, extraída da literatura de Jorge Homa (Homa, 2010), ilustra de forma intuitiva os tipos de estabilidade longitudinal.

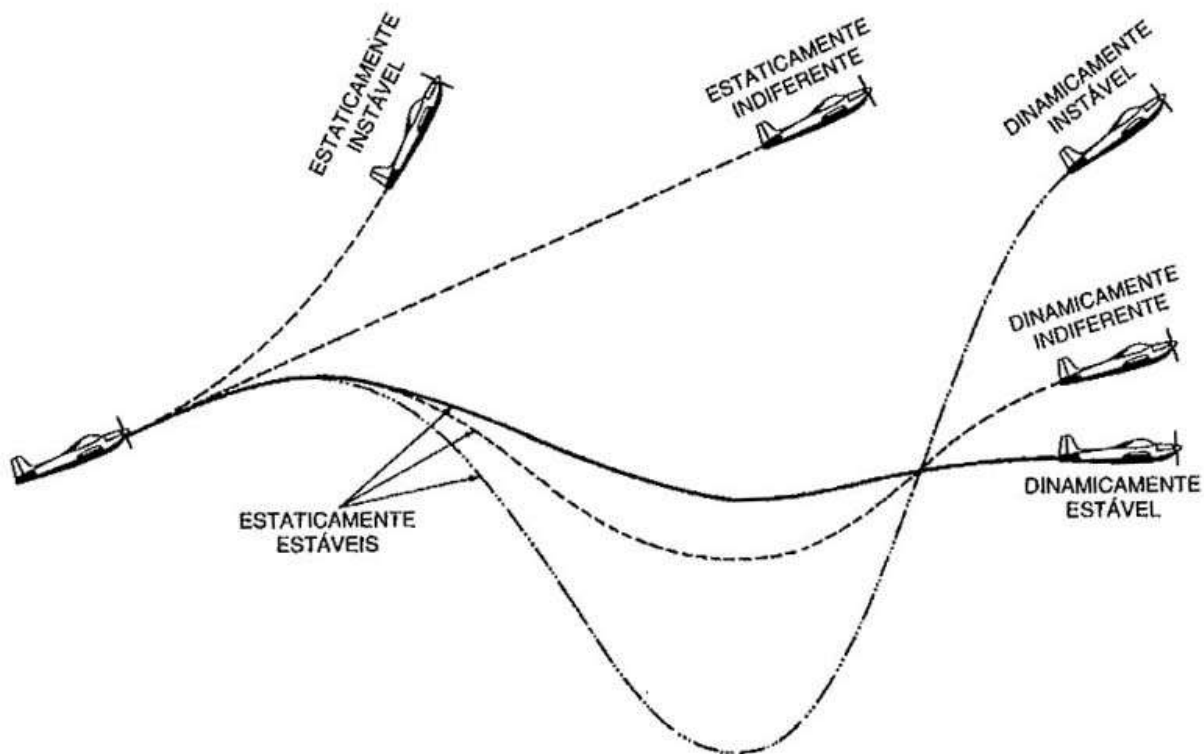


Figura 20: Estabilidade Longitudinal - Estática e Dinâmica. (Homa, 2010)

Estabilidade Estática Pode ser descrita como a resposta inicial da aeronave após uma perturbação à sua trajetória de voo. É estudada nesta otimização de forma simplificada, tendo em consideração somente a estabilidade estática longitudinal através do indicador de Margem Estática.

A Margem Estática é definida como a distância entre o Centro de Gravidade da aeronave e o seu Centro Aerodinâmico em percentagem de corda média. Sendo o Centro Aerodinâmico descrito como o ponto onde o coeficiente do momento de arfagem da aeronave não varia com a variação do seu ângulo de ataque.

De forma simplificada, uma aeronave estaticamente estável, deverá ter um momento restaurativo de picada quando uma perturbação levante o seu nariz, e inversamente para perturbações contrárias, como é possível ver na Figura 20.

Estabilidade Dinâmica Pode ser descrita como a continuação da resposta da aeronave após a mesma perturbação. Grande parte dos movimentos relacionados com a estabilidade dinâmica são oscilatórios por natureza, o que significa que podem ser descritos através de dois parâmetros; a frequência da oscilação e o amortecimento da amplitude. Estes movimentos são modos amplamente conhecidos que facilitam o estudo da estabilidade de uma aeronave. A lista abaixo detalha os movimentos estudados neste trabalho, assim como os seus planos de atuação.

- Movimento de Período-Curto - Oscilatório Longitudinal.
- Movimento Fugóide - Oscilatório Longitudinal.
- Movimento de Rolamento-Holandês (*Dutch-Roll*) - Oscilatório Latero-Direcional.
- Movimento Espiral - Não-Oscilatório Latero-Direcional.
- Movimento de Rolagem - Não-Oscilatório Latero-Direcional.

Programa de Análise de Estabilidade O cálculo dos parâmetros de estabilidade foi realizado através da mesma ferramenta utilizada no Módulo de Aerodinâmica. Esta ferramenta, *flow5*, é capaz de obter os autovalores dos diversos modos de estabilidade dinâmica, através da implementação dos métodos propostos por Etkin et al. (Etkin, 1995).

Desempenho

O estudo do desempenho em voo de uma aeronave aborda o estudo da capacidade de uma configuração em realizar uma determinada missão. Este módulo é responsável por calcular os parâmetros finais que serão expostos ao algoritmo otimizador. No caso do VANT em questão, os principais indicadores de desempenho estão relacionados com a duração do voo e com a capacidade de iniciar o mesmo. Abaixo serão introduzidos os parâmetros calculados e suas metodologias de base.

Programa de Análise de Desempenho Visto que o programa *flow5* não permite a análise destes parâmetros, tornou-se necessário a implementação de algoritmos escritos em *Matlab* baseados nas equações de desempenho expostas na literatura de (Roskam, 1985) e detalhadas de seguida.

Autonomia Tradicionalmente, o método utilizado para o cálculo da Autonomia é a equação de *Breguet* (Raymer, 2012). No entanto, esta equação é derivada considerando uma aeronave com fonte de energia combustível, ou seja, uma matéria-prima que ao longo do voo é queimada, tendo a sua massa reduzida.

Quando se aborda o tema de propulsão elétrica, surge um problema fundamental:
A massa da bateria mantém-se constante ao longo de todas as fases de voo!

Para uma missão típica, existem as seguintes fases de voo, ilustradas na Figura 21 (Raymer, 2012).

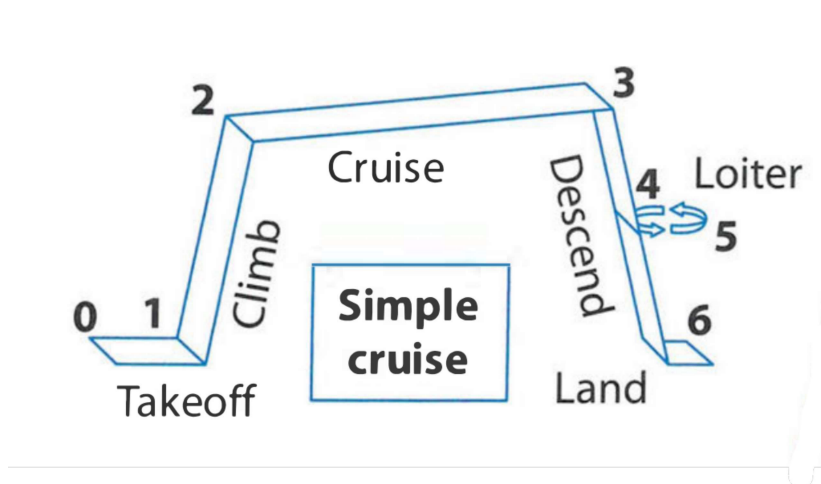


Figura 21: Perfil de missão típica, ilustrado na literatura de Raymer (Raymer, 2012).

Tendo que :

- 1 - Descolagem
- 2 - Subida
- 3 - Cruzeiro
- 4 - Espera
- 5 - Descida
- 6 - Aterragem

Devido a altitude reduzida da operação do VANT, o consumo nas fases de Descolagem, Subida, Descida e Aterragem foram aproximadas como constantes. Compreende-se facilmente, que tendo em projeto um VANT moto-planador, as fases de Descida e Aterragem poderão ser realizadas com tração nula.

Para as fases de Descolagem e Subida, devido à baixa velocidade de voo, assume-se a utilização da tração estática máxima durante um período de tempo estimado como 60 segundos. De forma a validar este valor de tempo, considera-se uma configuração conservadora como referência, com 50N

de peso, 40N de tração, 20N de arrasto e uma velocidade de subida de 8 m/s. Desta forma, utilizando a Equação 4 descrita na literatura de Roskam (Roskam, 1985), é possível calcular uma razão de subida de 4.8 m/s, ou seja, para subir uma altitude diferencial de 120 metros, são necessários 37.5 segundos, aproximadamente metade do tempo considerado.

$$RC = (T - D) \cdot \frac{U_1}{P} \quad (4)$$

Onde:

- RC é a razão de subida, em metros por segundo.
- T é a tração disponível, em Newton.
- D é a força de arrasto, em Newton.
- U_1 é a velocidade de subida, em Newton.
- P é o peso da aeronave, em Newton.

De seguida, para a obtenção do valor de potência utilizada, considera-se aplicada a tração estática máxima, que através da Figura 13, permite a obtenção de um valor de potência de 966 Watts.

Desta forma, através da Equação 5, proveniente da literatura de Serway (Serway, 2004), é possível calcular a energia utilizada (W_u).

$$W_u = W \cdot t \quad (5)$$

Onde:

- W_u é obtido em Wh.
- W é a potência utilizada, em Watts.
- t é o tempo de utilização, em horas.

Valor que será subtraído da energia total da bateria, dada por:

$$W_t = A_h \cdot V \quad (6)$$

Onde:

- W_t é obtido em Wh.
- A_h é a carga armazenada na bateria, em Ah.
- V é a tensão nominal da bateria, em Volts.

Este raciocínio é repetido para o cálculo da energia utilizada nas fases de Cruzeiro e Espera.

Por exemplo, para valores ilustrativos, após uma descolagem, subida e 10 minutos de voo de cruzeiro teremos:

$$15Ah \cdot 14.40V - [966W \cdot \frac{60}{3600}h] - [100W \cdot \frac{10 \cdot 60}{3600}h] = 183Wh \quad (7)$$

Adicionalmente, é considerada uma margem de segurança de 10% da capacidade total da bateria.

Alcance O cálculo do alcance é realizado de forma simples pois constitui somente na multiplicação do valor de autonomia pela velocidade de equilíbrio obtida durante a otimização.

Velocidade de Estol Outro parâmetro de projeto com grande relevância para o sucesso do mesmo é a velocidade de estol da aeronave, visto que influenciará a correta realização do lançamento manual. Este valor é obtido através da implementação da Equação 8, proveniente da literatura de Roskam (Roskam, 1985).

$$V_S = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_{Lmax}S}} \quad (8)$$

Onde:

- m é a massa da aeronave, em quilogramas.
- g é a aceleração gravítica, na terra 9.81 m/s².
- ρ é a densidade do ar, em kg/m³.
- C_{Lmax} é o coeficiente máximo de sustentação.
- S é a área de superfície da asa, em m².

Outras velocidades de projeto podem ser obtidas com recurso às especificações CS-VLA 51 e 75 (EASA 2023a).

1.6.2 Objetivos e Restrições

Neste módulo são definidos os principais objetivos e restrições que guiam a otimização, estando estes listados abaixo.

Objetivos

- Ângulo de Ataque de Equilíbrio - Alvo de 0° de forma a minimizar arrasto da fuselagem.
- Autonomia - Maximização
- Velocidade de Descolagem - Minimização

Restrições

- Amortecimento de Fugóide - Maior que 0.
- Margem Estática - Maior que 15% e menor que 25%.
- Razão de Subida - Maior que 4 m/s (dobro de CS-VLA 65 ([EASA 2023a](#))).
- Velocidade de Descolagem - Menor que 5 m/s.
- Velocidade de Equilíbrio - Menor que 20 m/s

1.6.3 Entradas e Saídas

De forma detalhada, apresentam-se na Tabela 9, as variáveis utilizadas e os parâmetros calculados neste Módulo. Tendo que o algoritmo de cálculo dos parâmetros de performance pode ser consultado no Anexo A.14.

Tabela 9: Variáveis de entrada e saída do Módulo de Mecânica do Voo.

ENTRADA	SAÍDA
Momentos de Inércia da Aeronave ¹	Autonomia
Área da Asa	Alcance
Alongamento da Asa	Velocidade de Estol
Eficiência Aerodinâmica da Aeronave Compensada	Velocidade de Descolagem
Massa Total da Aeronave	Velocidade de Aterragem
Velocidade de Voo em Equilíbrio	Distância de Aterragem
CL Máximo da Aeronave Compensada	Razão de Subida
Coefficiente de Sustentação em Equilíbrio	Ângulo de Planeio
Coefficiente de Arrasto em Equilíbrio	Amortecimento do movimento <i>Dutch Roll</i>
Força de Arrasto Total em Equilíbrio	Frequência do movimento <i>Dutch Roll</i>
Altitude de Voo em Equilíbrio	Amortecimento do movimento Fugóide
	Frequência do movimento Fugóide
	Amortecimento do movimento de Rolagem
	Amortecimento do movimento de Período-Curto
	Frequência do movimento de Período-Curto
	Amortecimento do movimento de Espiral

¹Obtidos automaticamente através da introdução dos pontos de massa no Módulo de Massa e Centragem.

1.7 Módulo de Estruturas

O estudo estrutural de uma aeronave pretende garantir que os seus componentes primários sejam dimensionados de forma a suportar as cargas à que são submetidos durante uma determinada missão.

Neste trabalho, somente a estrutura da asa será analisada como parte da otimização multidisciplinar, pois tornou-se evidente que esta seria a que sofreria a maior variação de esforços devido as iterações do otimizador, além de não ser viável a realização de ensaios destrutivos à mesma.

A integridade estrutural das superfícies da empenagem são asseguradas através de ensaios destrutivos detalhados no Capítulo 3, parágrafo 3.1.2.

1.7.1 Funcionamento do Módulo

Tem-se como primeiro passo deste estudo a análise do material utilizado na construção. A aeronave em projeto será constituída por uma estrutura de material termoplástico extrudido e moldado através do processo de Fabrico Aditivo, especificamente o método de *Fused Deposition Modelling* (FDM) em que um objeto é criado através da deposição de diversas camadas sequenciais, como pode ser visto na Figura 22 (3DP 2023).



Figura 22: Exemplo de objeto fabricado através da tecnologia *FDM* onde é visível a deposição de camadas.

Foi realizada uma pesquisa aos materiais disponíveis para a utilização numa impressora com tecnologia FDM, tendo sido selecionado uma variante do material PLA, o denominado LW-PLA (Lightweight PLA) pela sua densidade inferior aos restantes materiais disponíveis. No entanto, como é possível ver na Tabela 10, este benefício traz uma desvantagem considerável na forma de uma redução significativa nas propriedades mecânicas do mesmo.

Tabela 10: Principais propriedades dos materiais PolyLite PLA e PolyLite LW-PLA. (*Polymaker 2023*)

Material	Densidade (g/cm ³)	Módulo de Young (MPa)
PLA	1.17	3426.9
LW-PLA	0.90	1688.6

Esta estrutura de forma única não seria capaz de suportar os esforços de flexão à que a asa principal é sujeita, sendo assim, a asa é reforçada com duas longarinas tubulares, fabricadas em Polímero Reforçado com Fibras de Carbono (PRFC), fabricadas a partir da sobreposição de laminados perpendiculares.

Através de uma análise comparativa com aeronaves de aeromodelismo de dimensões semelhantes ao VANT em projeto, foram estimadas dimensões iniciais para ambas as longarinas.

	Longarina Principal	Longarina Secundária
Diâmetro Externo (mm)	10	08
Diâmetro Interno (mm)	08	06

Tabela 11: Dimensões estimadas para longarinas da asa.

Devido às propriedades ortotrópicas das peças produzidas através do Fabrico Aditivo, torna-se extremamente complicada a análise estrutural das mesmas. Desta forma, optou-se por realizar a análise da asa considerando somente as longarinas, visto que serão estas a suportar os esforços de carregamento na asa.

Não sendo disponibilizados dados técnicos pelo fabricante dos tubos em PRFC, foi realizada uma pesquisa à produtos semelhantes, disponíveis comercialmente, com a intenção de obter propriedades mecânicas, tendo resultado na definição de uma figura de mérito de 1030 MPa para a tensão de flexão máxima do material, valor obtido do comerciante *McMaster-Carr* (*McMaster 2023*).

Tendo este valor, analisam-se os esforços sofridos pela aeronave durante as condições de voo previstas através da utilização do conceito de fator de carga, sendo este definido como a razão entre a força de sustentação e o peso da aeronave. Este valor é 1 para o voo nivelado, mas acresce em voltas e manobras. (Raymer, 2012)

O fator de carga que uma aeronave deve suportar dependerá do tipo de missão a que esta estará sujeita, no entanto, as regulamentações aeronáuticas descrevem o limite específico para as diferentes categorias de aeronaves. Devido a falta de recomendações prescritivas nas documentações fonte de projeto de VANTs (*JARUS 2023* e *EASA 2023b*), foi decidido implementar o Fator de Carga Limite estabelecido na regulamentação CS-VLA 337 (*EASA 2023a*) para uma aeronave ultra-leve de categoria normal, segundo Figura 23.

LIMIT FLIGHT LOAD FACTORS				
		Normal Category	Utility category	Aerobatic category
FLIGHT LOAD FACTORS	Flaps Up	n1	3.8	4.4
		n2	-0.5 n1	

Figura 23: Excerto de tabela extraída do documento CS-VLA para a determinação dos fatores de carga limite mínimos em aeronaves ultra-leves. (EASA 2023a)

Onde:

- n1 - Fator de Carga Limite Positivo de Manobra
- n2 - Fator de Carga Limite Negativo de Manobra

Sabe-se então que a estrutura do VANT em projeto terá que suportar cargas máximas positivas de 3.8 vezes o seu peso, e negativas de -1.9 vezes o seu peso. No entanto, pode-se também analisar o efeito do fator de carga como uma alteração no momento fletor na raiz da asa.

Inclusive, para uma configuração demonstrativa, representada na Figura 24, pode-se observar que a reta de Força de Sustentação por Ângulo de Ataque e a reta de Momento Fletor por Ângulo de Ataque tem inclinação praticamente idênticas. Assumindo isto, pode-se considerar, então, que a aeronave terá de suportar um momento fletor positivo na raiz de 3.8 vezes e negativo de 1.9 vezes ao existente em cruzeiro.

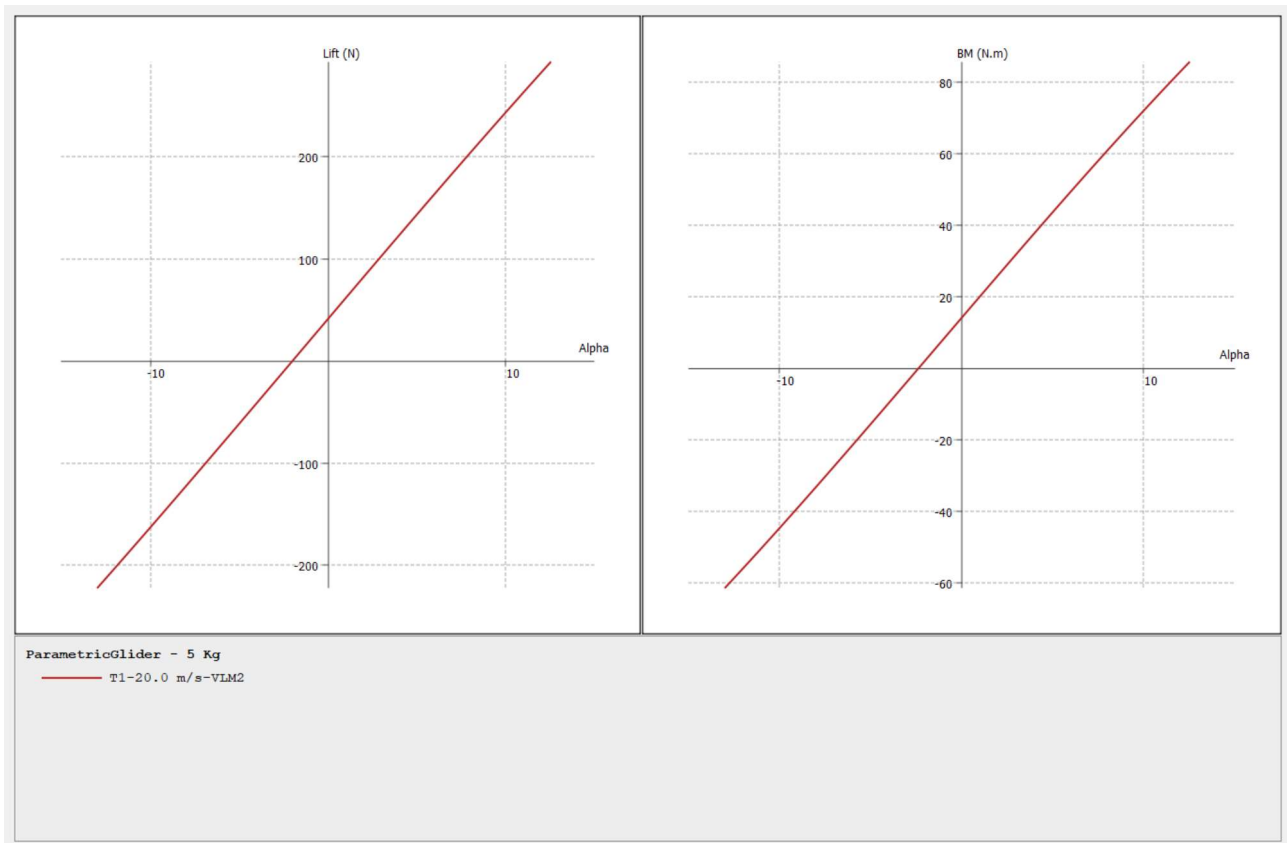


Figura 24: Comparação dos gráficos de Sustentação e Momento Fletor por Ângulo de Ataque para uma configuração demonstrativa com envergadura de 3 metros e massa de 5 quilogramas.

Visto que o objetivo é analisar a tensão de flexão máxima nas longarinas da asa, a interpretação do fator de carga como um múltiplo do momento na raiz facilita a realização do mesmo.

A tensão máxima devido ao momento fletor pode ser calculada através da seguinte Equação 9, proveniente da literatura de Megson (Megson, 2007).

$$\sigma = \frac{M \cdot y_c}{I_{spar}} \quad (9)$$

Onde:

- M é o momento fletor na raiz da asa.
- y_c é a distância à superfície do tubo, igual ao raio exterior.
- I_{spar} é o momento de inércia da secção transversal do tubo.

Sendo assim, dividimos a tensão máxima devido à flexão para as longarinas, 1030 MPa, pelo fator de carga selecionado, 3.8, obtendo o valor de tensão máxima devido à flexão nas longarinas durante o voo de cruzeiro de 270 MPa. Como margem de segurança foi utilizado o valor de 200 MPa.

Aeroelasticidade

Devido ao regime de voo, é esperado que os fenómenos de aeroelasticidade não sejam fatores limitantes para a operação. No entanto, durante a pesquisa à literatura não foi possível encontrar aproximações que permitissem definir com um grau mínimo de segurança que, de fato, estes fenómenos não seriam relevantes. Acrescentando-se ao fato de a aeronave possuir um elevado alongamento da asa, foi optado por se realizar um estudo aeroelástico preliminar e simplificado, baseando-se no conteúdo disponível na literatura de Megson (Megson, 2007). Podendo este ser consultado no Anexo A.3.

1.7.2 Restrições

Os fatores condicionantes para a análise do Módulo de Estruturas são listados abaixo.

- Velocidade de Divergência da Asa - Maior que 35 m/s.
- Tensão devido a Flexão na Raiz da Asa - Menor que 200 MPa.

1.7.3 Entradas e Saídas

O algoritmo na sua íntegra pode ser consultado no Anexo A.13. Nesta secção, na Tabela 12, apresentam-se as variáveis de entrada e saída deste módulo.

Tabela 12: Variáveis de entrada e saída do Módulo de Estruturas.

ENTRADA	SAÍDA
Declive da Curva de Sustentação	Velocidade de Divergência da Asa
Momento Fletor Máximo na Raiz da Asa	Tensão de Flexão na Raiz da Asa
Área da Asa	
Corda da Asa na Raiz	
Afilamento da Asa	
Diâmetro das Longarinas	

1.8 Módulo de Custo

A análise de custo define o valor final para a obtenção de um sistema VANT. Esta análise foi realizada tendo em consideração dois subtipos de custos, fixos e variáveis.

1.8.1 Funcionamento do Módulo

Custo Variável O principal custo variável é derivado da massa de filamento utilizada no fabrico das superfícies de sustentação e controle. Iterações com maior envergadura irão inevitavelmente ter um custo maior do que alternativas menores. Com base nesta lógica foi escrito um algoritmo simples que realiza o produto da massa total das superfícies impressas, pelo preço por quilograma do filamento utilizado na impressão, sendo utilizado um valor de 35 €/Kg.

Custo Fixo Ao valor obtido acima, acrescentam-se os custos adicionais e fixos estimados na Tabela 17 do Capítulo 3, subsecção 2.2.3.

1.8.2 Entradas e Saídas

O algoritmo na sua íntegra pode ser consultado no Anexo A.15. Nesta secção, na Tabela 13 apresentam-se as variáveis de entrada e saída deste módulo.

Tabela 13: Variáveis de entrada e saída do Módulo de Custo.

ENTRADA	SAÍDA
Massa da Asa	Custo Total das Partes Impressas
Massa do Estab. Horz.	
Massa do Estab. Vert.	

CAPÍTULO 2

Resultado da Otimização - Análise

2.1 Análise de Resultados

Como previamente detalhado, o programa modeFrontier realiza automaticamente a variação da configuração da aeronave de forma a obter a solução ideal para um determinado conjunto de objetivos. Como resultado deste processo, o algoritmo otimizador correu durante quatro horas e gerou 2968 iterações. As configurações com condições de Pareto desta primeira otimização foram separadas e utilizadas como ponto de partida para um novo estudo de otimização.

Este novo estudo, por sua vez, correu durante três horas e gerou 1771 configurações otimizadas aos objetivos definidos na capítulo anterior.

Eliminando as iterações que resultaram em erros e as que não sejam viáveis, é possível visualizar a distribuição das restantes iterações viáveis nas Figuras 25 e 26.

A análise destes gráficos permite uma seleção preliminar das configurações ideais, através dos seguintes critérios.

- Ângulo de Ataque de Equilíbrio (ALPHA_CM0) inferior à 2° - Redução do arrasto parasita.
- Velocidade de Equilíbrio (V_CM0) entre 10 m/s e 15 m/s - Velocidade de projeto.
- Autonomia (CRUISE_ENDURANCE) superior à 150 Km.

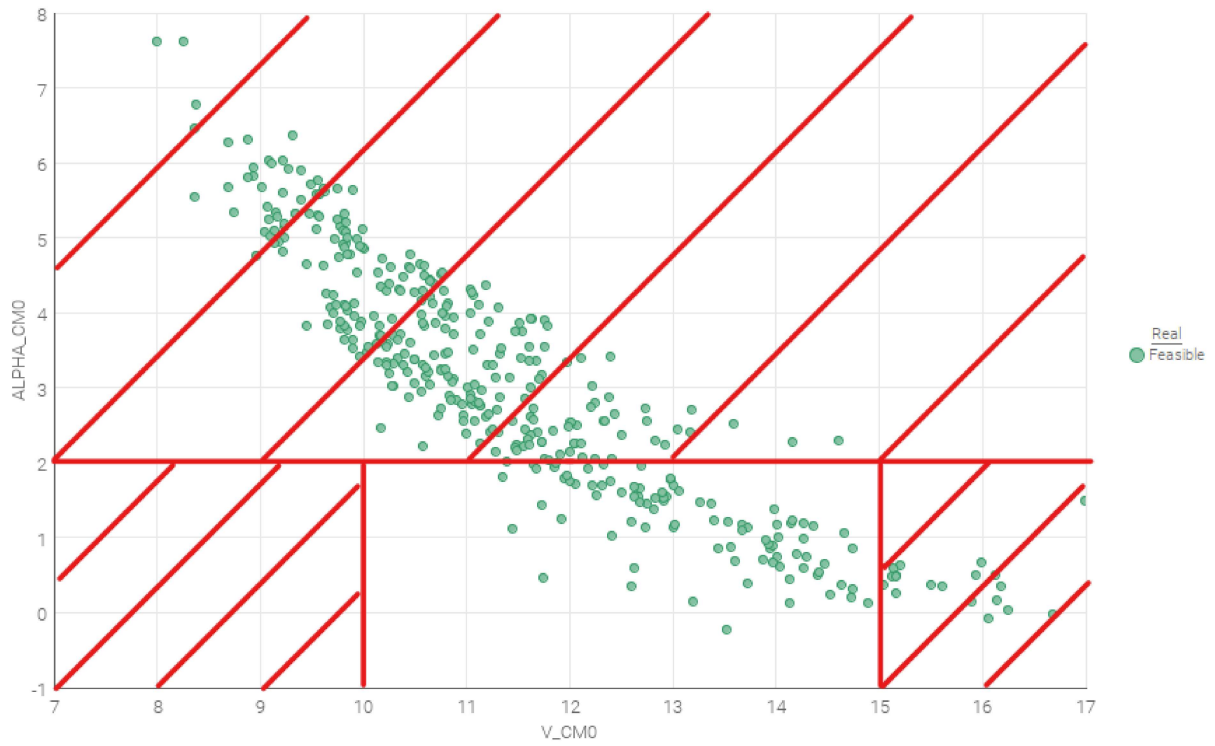


Figura 25: Gráfico de Velocidade de Equilíbrio por Ângulo de Ataque de Equilíbrio.

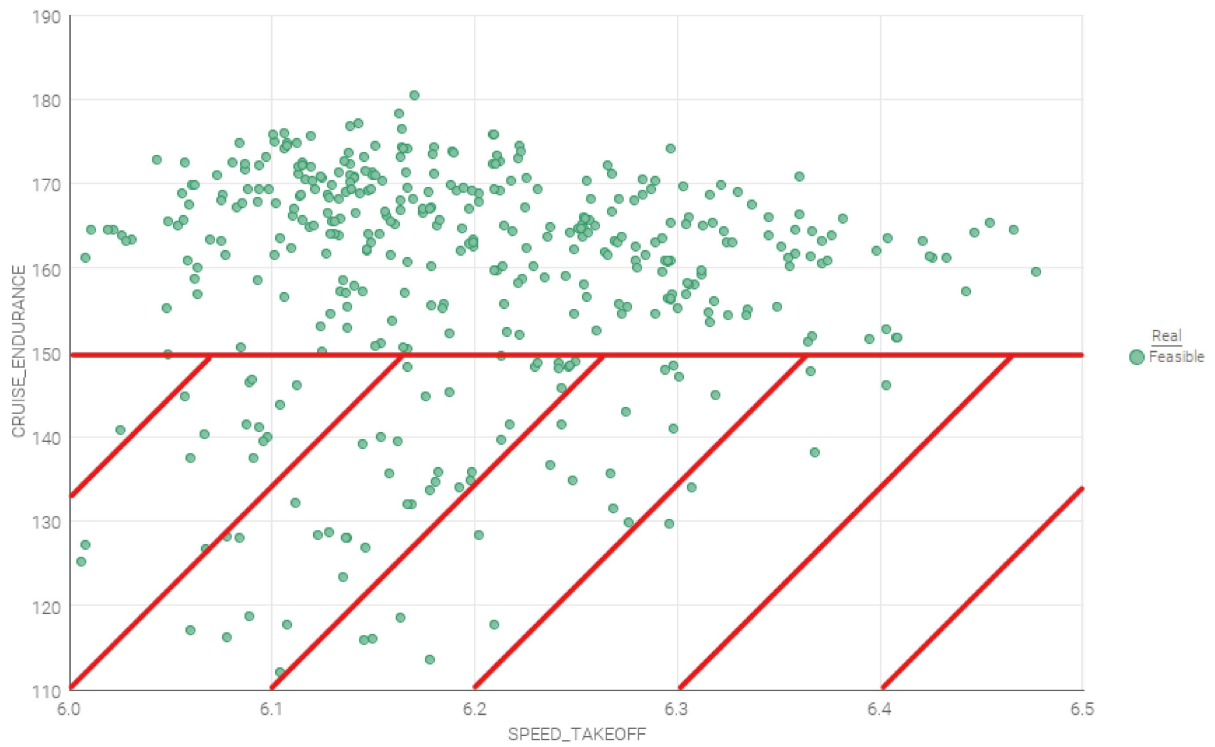


Figura 26: Gráfico de Alcance por Velocidade de Decolagem.

Visto não haverem objetivos verdadeiramente contrastantes, não foi possível visualizar nestes

gráficos a conhecida fronteira de Pareto, no entanto, como mencionado anteriormente, estas iterações podem ser selecionadas utilizando ferramentas presentes no programa modeFrontier.

A análise através da visualização de dados é válida, no entanto, de forma mais eficiente é possível utilizar ferramentas estatísticas, comumente implementadas nas áreas de análise de dados.

Algumas das ferramentas disponíveis no programa modeFrontier são as seguintes.

- Metodologia de Superfície de Resposta - Consiste numa abordagem estatística usada para otimizar processos e entender a relação entre variáveis de entrada e saída em experimentos, através da construção de um modelo matemático que representa a relação entre os mesmos.
- Análise Multivariada - É o nome que se dá ao conjunto de metodologias que envolvem a análise simultânea de múltiplas variáveis, com o objetivo de compreender as suas relações e interações.
- Tomada de Decisão Multi-Critério - Tem semelhanças, em conceito, com a análise multivariada, visto que aborda o estudo de variáveis em simultâneo. No entanto, o objetivo da análise MCDM consiste, como nome indica, na tomada de decisão, auxiliando no trabalho de julgamento realizado pelo projetista.

Análise por Tomada de Decisão Multi-Critério A tomada de decisão multi-critério, em inglês *Multi-Criteria Decision Making* (MCDM), foi selecionada como ferramenta de análise para o resultado da otimização deste projeto.

Esta decisão é baseada nos seguintes fatores.

- Facilidade de configuração da ferramenta.
- Usabilidade do resultado obtido.
- Fiabilidade dos resultados obtidos.

A configuração desta ferramenta consiste na definição de variáveis a serem maximizadas ou minimizadas, denominadas de atributos. Estes atributos, após terem um peso atribuído, servirão como critérios de ordenação para as diferentes iterações.

Tendo em consideração as principais restrições do projeto, foram considerados e classificados quatro atributos, vide Figura 27, na análise MCDM.

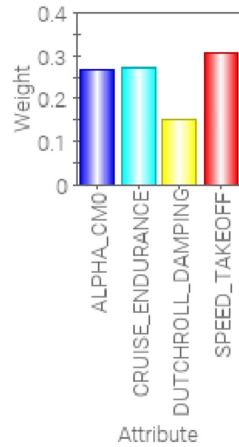


Figura 27: Atributos considerados na análise MCDM.

Por fim, obteve-se uma lista ordenada de configurações, sabendo que a primeira deverá ser a configuração ideal para as condições de projeto consideradas, vide Figura 28.

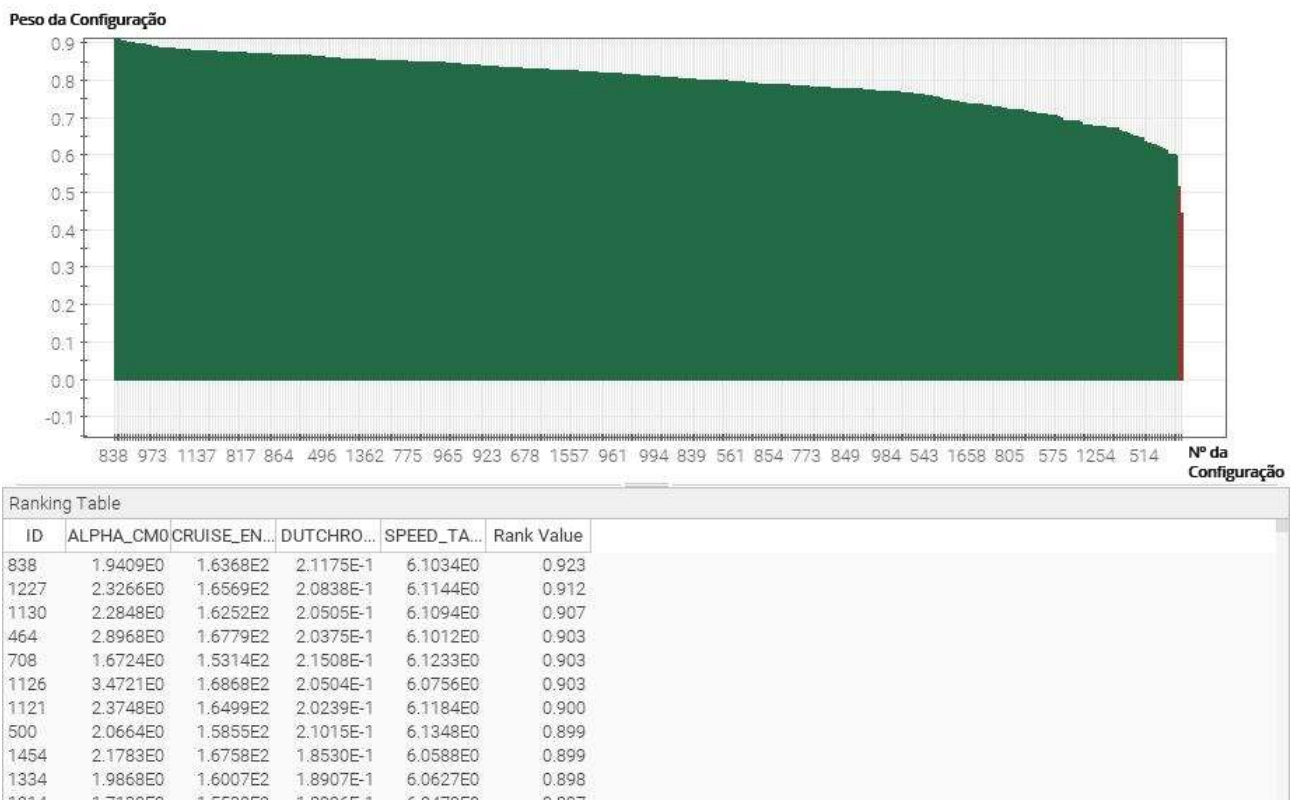


Figura 28: Ordenação de iterações por metodologia MCDM.

Desta forma, definiu-se a iteração número 0838 como configuração ideal utilizada no desenvolvimento do projeto de detalhe.

2.2 Configuração Final

Tendo esta configuração seleccionada, é possível acessar à interface gráfica do programa *flow5* de forma a visualizar a geometria, assim como, a distribuição de pressão e escoamento ao longo das superfícies de sustentação, vide Figura 29.

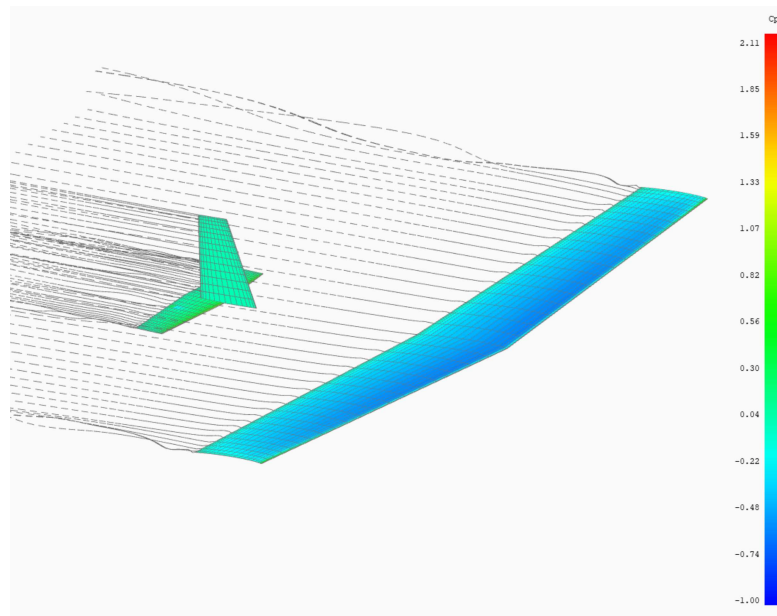


Figura 29: Vista isométrica da distribuição de pressão e escoamento ao longo das superfícies de sustentação da configuração número 0838, no programa *flow5*.

2.2.1 Resultados Numéricos

De forma sumária, apresentam-se as características da aeronave nas Tabelas 14 e 15, assim como, no Anexo A.21, os gráficos referentes a análise aerodinâmica realizada pelo programa *flow5*.

Tabela 14: Listagem das características geométricas da aeronave otimizada.

	ASA	ESTAB. HORIZONTAL	ESTAB. VERTICAL
ENVERGADURA (m)	3.000	0.681	0.300
CORDA RAÍZ (m)	0.350	0.150	0.215
CORDA PONTA (m)	0.250	0.100	0.110
ÁREA (m^2)	0.907	0.086	0.049
ALONGAMENTO (-)	9.917	5.402	1.838
AFILAMENTO (-)	0.735	0.664	0.512
ENFLECHAMENTO (°)	2.404	5.387	27.812
DIEDRO (°)	2.00	-	-
TORÇÃO AERO. (°)	-0.840	-	-
PERFIL ALAR (-)	SD8040	NACA 0012	NACA 0012

Tabela 15: Listagem das características gerais da aeronave otimizada.

MASSA (kg)	5.130
PESO (N)	50.325
TRAÇÃO ESTÁTICA MÁXIMA (N)	41.000
RAZÃO TRAÇÃO/PESO (-)	0.815
RAZÃO DE SUBIDA (m/s)	7.000
CORDA MÉDIA AERO. (m)	0.305
MARGEM ESTÁTICA (%)	14.098
CARGA ALAR (kg/m^2)	5.656
VOLUME DE CAUDA HOR. (-)	0.326
VOLUME DE CAUDA VERT. (-)	0.017
AUTONOMIA (min)	158.000
ALCANCE (km)	155.000
RAZÃO DE PLANEIO (-)	25.903
ÂNGULO DE PLANEIO (°)	-2.300
VEL. ESTOL (m/s)	7.771
VEL. DESCOLAGEM (m/s)	8.548
VEL. MAX ÂNGULO SUBIDA (m/s)	10.000
VEL. MAX RAZÃO SUBIDA (m/s)	15.000
VEL. MAX ALCANCE (m/s)	18.551
VEL. MAX AUTONOMIA (m/s)	14.586
VEL. CRUZEIRO (m/s)	17.000
VEL. ATERRAGEM (m/s)	9.000
VEL. MERGULHO (m/s)	28.000
EQUILÍBRIO - AOA (°)	2.413
EQUILÍBRIO - CL (-)	0.412
EQUILÍBRIO - CD (-)	0.016

Por fim, listam-se as relações entre as cordas e envergaduras das superfícies de controle e sustentação adicional e das superfícies sustentadoras consideradas. Estas proporções foram obtidas empiricamente a partir da análise histórica de aeronaves semelhantes, informação extraída da literatura de Girardi (Mota Girardi, 2021).

Tabela 16: Listagem das proporções das superfícies de controle.

	CORDA	ENVERGADURA
AILERON	0.320	0.300
<i>FLAP</i>	0.320	0.700
PROFUNDOR	0.400	1.000
LEME	0.500	1.000

Devido ao acréscimo de massa em comparação com a estimativa inicial, observa-se que a velocidade calculada de estol ultrapassa o limite de 5 m/s definidos originalmente. De forma a contornar este problema foram realizadas as seguintes ações mitigadoras:

- Incorporação de um grupo moto-propulsor com maior tração disponível.
- Implementação de superfícies hipersustentadoras, ilustradas nas Figuras 33 e 36.
- Possibilidade de utilização de um método de lançamento auxiliado por uma plataforma móvel, como é possível observar na Figura 30

Este método de lançamento tem o seguinte funcionamento: A aeronave é colocada por cima desta plataforma, que com a aceleração do motor da mesma, ganha velocidade. Quando a velocidade de descolagem é atingida, a aeronave levanta voo e a plataforma, remanescendo no chão, desacelera naturalmente.



Figura 30: Exemplo de plataforma móvel utilizada no lançamento de aeromodelos moto-planadores. Imagem extraída de comerciante online (*ICARE-ICARUS 2023*)

Envelope de Voo Simplificado Representado na Figura 31, está o envelope de voo simplificado obtido para a aeronave selecionada. A construção deste gráfico é realizada de acordo com as especificações definidas na regulamentação CS-VLA 341 (*EASA 2023a*).

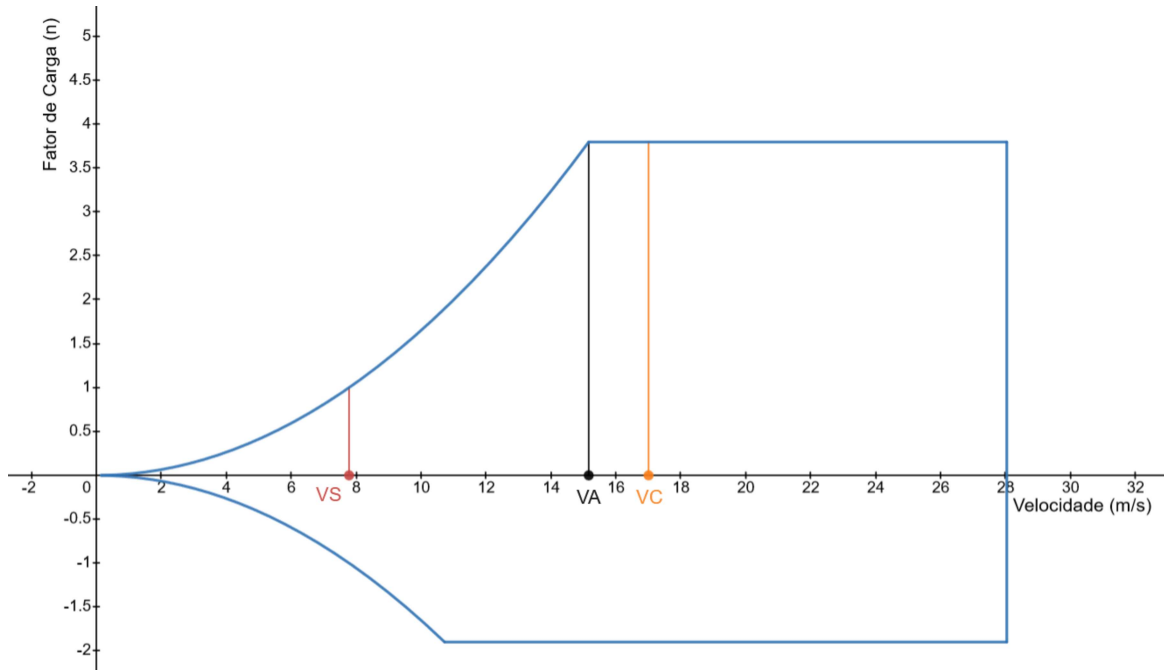


Figura 31: Envelope de voo simplificado para a configuração selecionada, de acordo com regulamentação CS-VLA 341 (EASA 2023a).

Onde:

- VS é a velocidade de estol.
- VA é a velocidade de manobra.
- VC é a velocidade de cruzeiro.

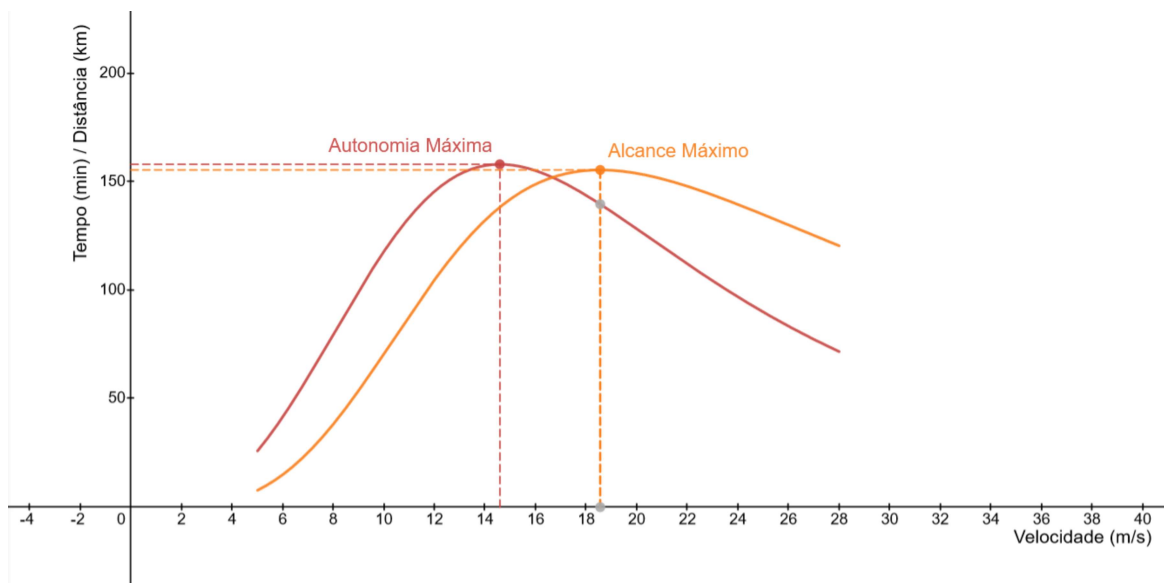


Figura 32: Curvas de Autonomia e Alcance para faixa de velocidades de voo.

Estabilidade A aeronave selecionada apresenta movimentos estáveis nos 5 movimentos estudados. Os gráficos obtidos do programa *flow5* podem ser visualizados no Anexo A.20.

2.2.2 Vistas Gerais

De seguida, é possível visualizar a vista isométrica, tridimensional, da aeronave com suas partes constituintes modeladas, chama-se a atenção o bordo de fuga da asa, onde é possível observar a inclusão das superfícies hipersustentadoras mencionadas previamente, vide Figura 33.

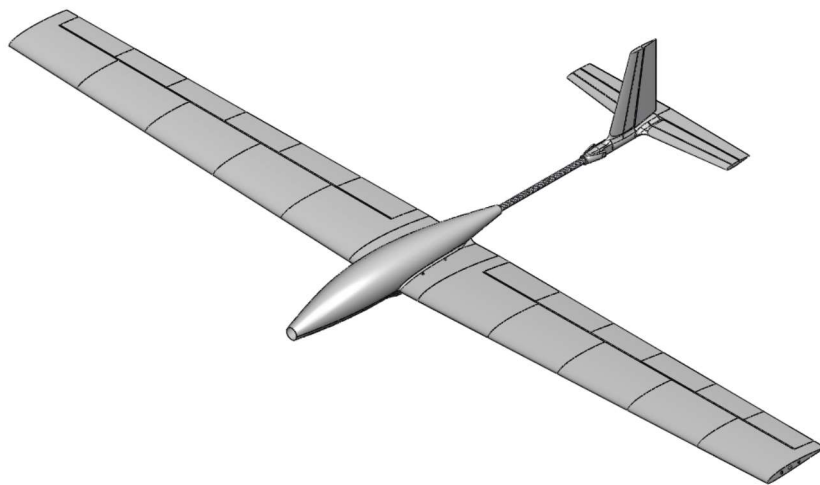


Figura 33: Vista isométrica, tridimensional, da aeronave com suas partes constituintes, no programa *Solidworks*.

Assim como as três vistas bidimensionais de desenho.

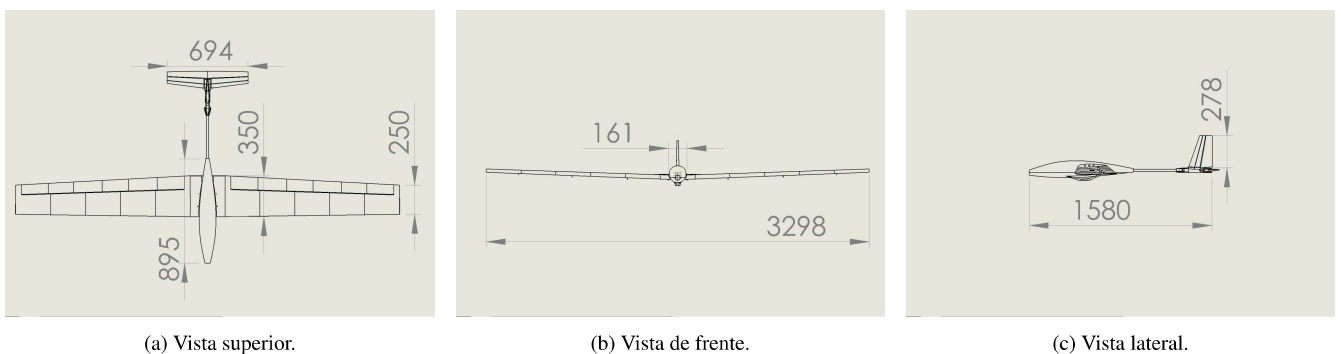


Figura 34: Vistas de desenho da aeronave em modelo CAD, no programa *Solidworks*.

2.2.3 Sistemas

O sistema principal de controle implementado é o de voo por controle remoto utilizando a comunicação rádio-analógica em frequência de 2.4Ghz. Este sistema é dividido em duas partes, o sistema de solo, denominado de Estação de Controle de Solo e o sistema embarcado na aeronave.

Estação de Controle de Solo Neste grupo estão incluídos os equipamentos de transmissão de sinais de controle e recepção de sinais de vídeo. Genericamente, os componentes necessários são os seguintes:

- **Controlador** - Dispositivo de interface com o piloto operador, habitualmente constituído por dois analógicos de 2 eixos, sendo um deles responsável pelos controles de Potência e Guinada e o outro de Arfagem e Rolagem. Sendo estes posicionados lado a lado, a ordem que se encontram é definida pelo Modo do Controlador, sendo o de preferência do autor o Modo 2, com ordem respetiva à descrita acima.
- **Módulo Tx** - Equipamento transmissor de rádio, responsável por modular e emitir o sinal obtido pelo Controlador. Pode ser integrado, ou adquirido separadamente e acoplado ao Controlador.
- **Visualizador** - De forma genérica, é um equipamento capaz de reproduzir a transmissão analógica de vídeo. O seu formato pode ser óculos estilo binóculos, óculos estilo caixa ou monitor.
- **Módulo VRx** - Equipamento recetor de sinais analógicos de vídeo, responsável por demodular e fornecer estes ao Visualizador. Por norma é integrado, no entanto de forma a aumentar o alcance é possível adquirir módulos adicionais.

Sistemas Embarcados - Comunicação

- **Módulo Rx** - Equipamento que garante a recepção e demodulação do sinal de controle emitido pelo módulo Tx do rádio-controlador operado pelo piloto. Este sinal pode ser enviado diretamente para os servo motores ou passado pela controladora de voo permitindo o auxílio do sistema de estabilização aumentada.
- **Câmara de Vídeo** - Este componente poderá servir como auxílio a pilotagem (Voo em Primeira Pessoa), ou para a captura de imagens e vídeos utilizados no desenvolvimento da missão. De qualquer modo, esta informação é passada para o módulo VTx de forma a ser transmitida para terra.
- **Módulo VTx** - Equipamento que garante a modulação/compressão e transmissão dos sinais analógicos ou digitais de vídeo. Habitualmente a frequência utilizada é de 5.8Ghz, no entanto, em sistemas de longo alcance podem ser utilizadas outras bandas como 2.4Ghz e 1.3Ghz.
- **Telemetria** - Agregado de sensores encarregues de providenciar informações relativas ao estado do voo. Por exemplo, altitude, atitude de voo, velocidade, posicionamento, estado das baterias entre outros. Estes podem ser transmitidos para a Estação de Solo através de um módulo independente de transmissão, ou em certos casos, através do próprio módulo Rx.

Sistemas Embarcados - Voo e Navegação

- **Controladora de Voo** - Computador de bordo responsável por auxiliar ou comandar a pilotagem, assim como integrar os diferentes periféricos utilizados. Pode ser considerado como o "cérebro" da aeronave, visto que coordena os diferentes sistemas presentes.
- **Módulo GNSS** - Equipamento de posicionamento global, fornece informação sobre as coordenadas atuais da aeronave, permitindo a realização de navegação pré-programada.
- **Sensor de Velocidade do Ar** - Sensor de telemetria capaz de obter a velocidade da aeronave, relativa ao ar. Baseia-se no funcionamento do tubo de Pitot.
- **Servos** - Motor de passo, responsável por converter os sinais elétricos enviados pelo piloto ou controladora em movimentos nas superfícies de controle.

Perda de Sinal Em caso de perda de sinal, o computador de bordo estará programado para retornar ao seu ponto de lançamento, recorrendo ao auxílio da navegação por sistema GNSS.

Programa de Controle de Voo

Comumente aeromodelos tem implementados sistemas de controle direto, onde o comando dado no rádio-controlador é diretamente traduzido em movimento pelos servos. No entanto, de forma a usufruir de estabilização aumentada na pilotagem, optou-se por implementar um sistema de controle de voo, permitindo também, a realização de navegação pré-programada.

A controladora de voo, sendo um equipamento genérico, necessita da sua configuração com um determinado programa de máquina. Estes programas de baixo nível são denominados de *firmware* e podem ser assemelhados ao sistema operativo de um computador pessoal.

Existem diversos *firmwares*, em código aberto, para controladoras. Atualmente, tem-se como os principais:

- Betaflight - Foco em Quadcópteros de corrida.
- INAV - Foco em Asa Fixa e Quadcópteros de exploração/recreação.
- ArduPilot - Suporta grande variedade de veículos, com foco em operações comerciais e de investigação.

O *firmware* escolhido para instalação na controladora foi o ArduPilot e isto deveu-se aos seguintes fatores:

- Flexibilidade e capacidade de customização - pode ser adaptado para uma gama de diferentes configurações de aeronaves.
- Missões complexas - permite a realização de missões com condicionantes complexas, como waypoints avançados, órbitas, entre outras.

- Suporte integrado de diversos sensores e sistemas de telemetria - tomando partido dos dados obtidos para os sistemas de controle de voo.
- Modos de voo inteligentes - através da leitura de sensores como o de velocidade e de acelerações, a controladora é capaz de estabilizar o voo, de forma semelhante ao sistema Fly-by-Wire implementado pela fabricante Airbus, permitindo inclusive a proteção do envelope de voo.

Para um detalhamento da operação do sistema ArduPilot assim como um exemplo de missão, consultar Anexo A.5.

Lista de Peças Na Tabela 17 apresenta-se a lista detalhada de componentes integrados na aeronave.

Tabela 17: Componentes Integrantes dos Sistemas Embarcados

CATEGORIA	SUBCATEGORIA	DESIGNAÇÃO	QTD	PREÇO
Comunicação	Camera Analógica	Caddx Ratel 2	1	38 €
Comunicação	VTx	TBS Unify Pro32 HV	1	55 €
Comunicação	Antena VTx	TBS Triumph Pro SMA	1	25 €
Comunicação	Rx	TBS Nano RX	1	35 €
Comunicação	Antena Rx	TBS Crossfire Immortal T	1	08 €
Voo e Navegação	Servos	Feetech FT3325P	8	153 €
Voo e Navegação	Controladora de Voo	SpeedyBee F405 WING APP	1	36 €
Voo e Navegação	Módulo GNSS	Flywoo GOKU GM10 Pro V3	1	25 €
Voo e Navegação	Sensor de Velocidade	Happymodel Digital Airspeed	1	50 €
Propulsão	Motor	T-Motor AT3520 550KV	1	70 €
Propulsão	Controladora de Velocidade	T-Motor AT 75A ESC	1	30 €
Propulsão	Bateria Li-ion	Samsung INR21700-50S 5000mAh	12	90 €
Propulsão	Hélice	Aero-naut CAM Carbon 14x7	1	65 €
Propulsão	Cubo da Hélice	Aero-naut 47mm Folding Hub	1	8 €
TOTAL				688 €

CAPÍTULO 3

Fabrico e Integração de Componentes da Aeronave

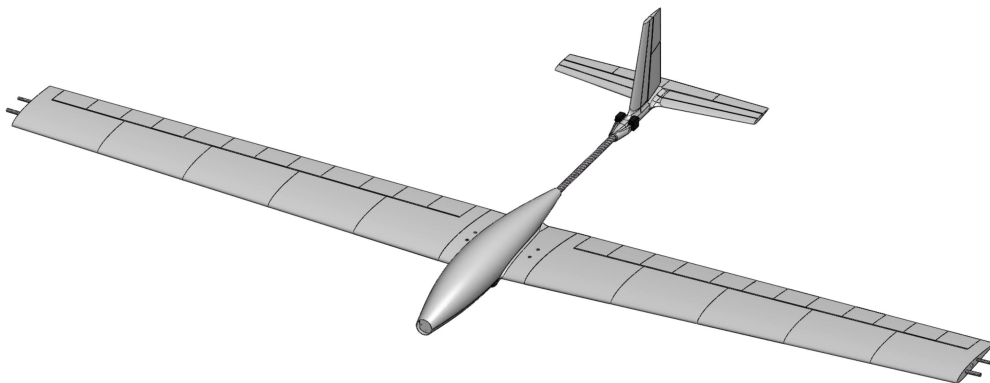


Figura 35: Vista global, trimétrica, da aeronave e seus sub-componentes.

3.1 Desenho de Detalhe

Como detalhado previamente, a seleção do processo de Fabrico Aditivo (FA) permite a produção de peças da aeronave com necessidade mínima de intervenção humana e com a montagem simplificada das mesmas.

No entanto, a grande dificuldade desta técnica consiste na pré-produção, ou seja, a filosofia de modelação para o FA deve ser considerada desde o início do desenho no programa CAD. Na listagem abaixo, incluem-se as principais características que foram consideradas para a modelação inicial das partes constituintes da aeronave.

- Dimensão máxima de cada peça de 350mm x 350mm x 350mm.
- Peça não deve conter arcos ou secções não suportadas.
- Divisão das peças deve garantir montagem com união segura.
- Evitar partes com elevada razão de finura.

3.1.1 Asa

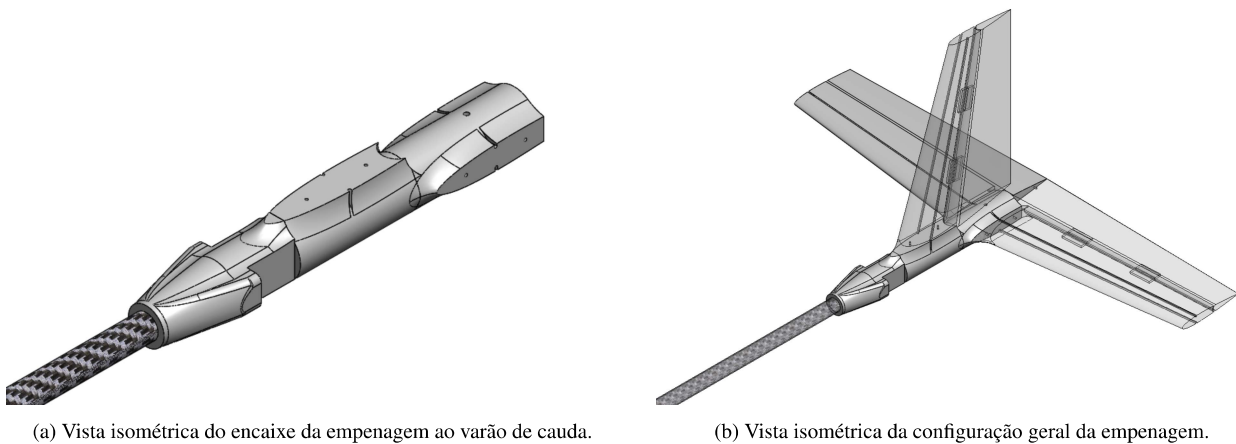
Com uma envergadura de 3 metros, esteve presente desde as fases preliminares de projeto, que a asa não poderia ser produzida numa secção única, visto que não existem atualmente impressoras domésticas capazes de realizar tal feito. Sendo assim, optou-se pela divisão de cada asa em 5 secções de igual comprimento (direção da envergadura), estando estas ilustradas na Figura 36.



Figura 36: Vista superior, ilustrativa das secções de impressão da asa e superfícies de controle e sustentação.

3.1.2 Empenagem

O desenho da empenagem teve como principal desafio a ligação dos diferentes estabilizadores à uma estrutura tubular. Tendo sido solucionado através da modelação de seguinte peça, ilustrada na Figura 37a



(a) Vista isométrica do encaixe da empenagem ao varão de cauda.

(b) Vista isométrica da configuração geral da empenagem.

Figura 37: Vistas da empenagem em programa CAD *Solidworks*.

Ensaio Destrutivo do Estabilizador Horizontal Considerando que as superfícies de sustentação da empenagem não serão reforçadas com longarinas, optou-se pela realização de ensaios destrutivos no âmbito de definir o momento fletor máximo suportado pelo estabilizador horizontal, ilustrado na Figura 38, assumindo a abstenção dos ensaios relativos ao estabilizador vertical devido a semelhança nas dimensões das geometrias.

Este ensaio foi realizado de forma simples através do apoio da ponta do estabilizador num suporte colocado em cima da balança, com a raiz do estabilizador a ser fletida para baixo, como ilustrado na Figura 38. Isto permitiu simular o carregamento ao longo da envergadura da peça.



Figura 38: Ensaio destrutivo do estabilizador horizontal. Na imagem à direita é possível observar uma massa na balança de 1200g, indicando uma força equivalente de 11.8N.

Sendo assim, através do produto entre a força na balança e a semi-envergadura do estabilizador, obteve-se um momento fletor de cedência de 4.2 Nm, consideravelmente superior ao momento fletor máximo de 1.2 Nm estimado, através do programa *flow5*, para condições de carga máxima.

Adicionalmente, implementou-se no desenho dos estabilizadores, canais, no intradorso e extradorso, onde serão colados fios contínuos da matéria-prima de impressão (filamento), permitindo que desta forma os esforços de tração e compressão sejam carregados pelo filamento. Técnica ilustrada na Figura 39.



Figura 39: Reforço em viga dos estabilizadores horizontal e vertical.

3.1.3 Fuselagem

A fuselagem, tendo sido considerada como constante durante a otimização, foi desenhada na ferramenta CAD *Solidworks* com base nos seguintes critérios.

- Volume interior suficiente para suportar componentes eletrónicos e bateria.
- Razão de finura (Comprimento/Largura) próxima à um valor de 6, de maneira a reduzir o arrasto de forma da fuselagem.
- Compatibilidade com método de Fabrico Aditivo.
- Integridade estrutural suficiente para cargas previstas.
- Integração da caixa da asa na fuselagem. Sendo esta uma parte crítica da estrutura, responsável pela conexão das duas meia-asas, devendo suportar os esforços de flexão sofridos em voo.

Sendo assim, a solução obtida contém três partes montáveis, ilustradas nas Figuras 40a, 40b e 40c.

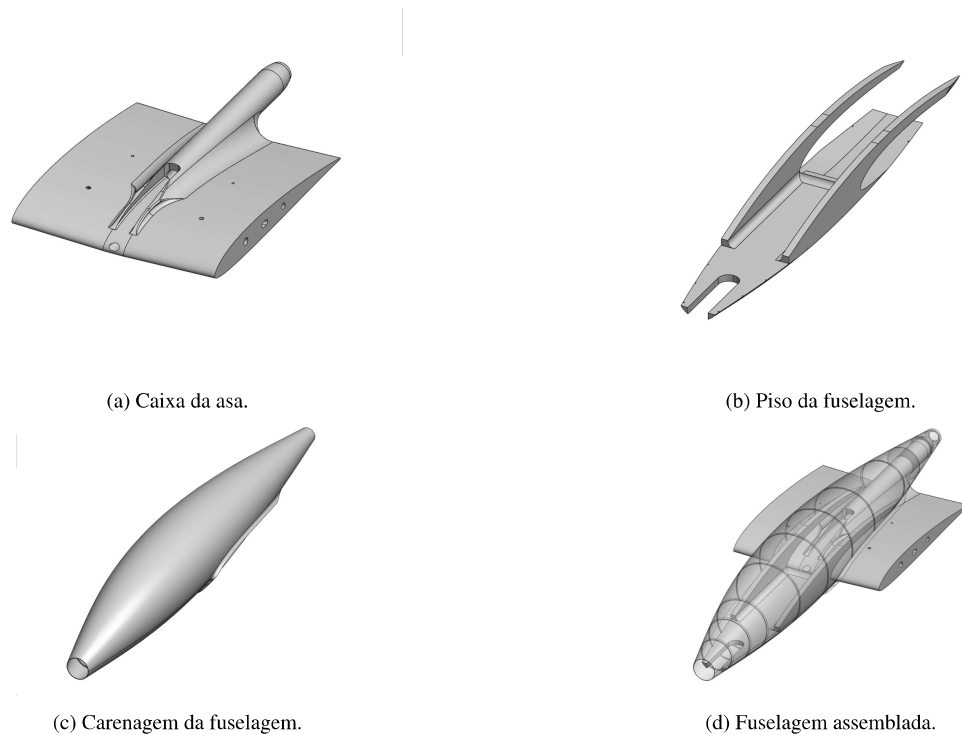


Figura 40: Vista trimétrica dos modelos em CAD descritos acima, no programa *Solidworks*

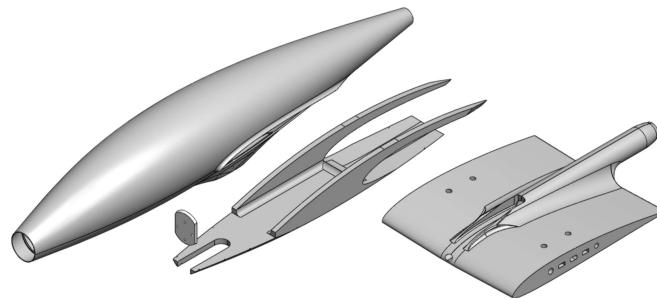


Figura 41: Vista tridimensional, explodida, dos componentes da fuselagem.

3.2 Fabrico Aditivo

3.2.1 Preparação das Partes para Impressão

Após a conclusão da modelação das peças no programa *Solidworks*, estas devem ser exportadas num formato de ficheiro reconhecido pelos programas de preparação de geometria para impressão (*slicer*). O formato padrão na indústria de impressão 3D é designado por STL (acrónimo de eSTereo-Litografia) e consiste na discretização da superfície do objeto numa malha de triângulos, ilustrado na Figura 42.

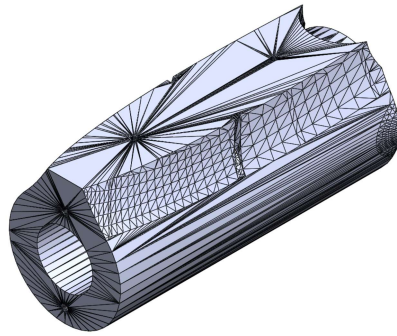


Figura 42: Exemplo de peça em ficheiro STL, discretizada em malha triangular.

Este ficheiro é então carregado no *slicer*, tendo sido utilizado neste projeto o programa *PrusaSlicer*. Na Figura 43, abaixo, está ilustrada a interface principal deste programa.

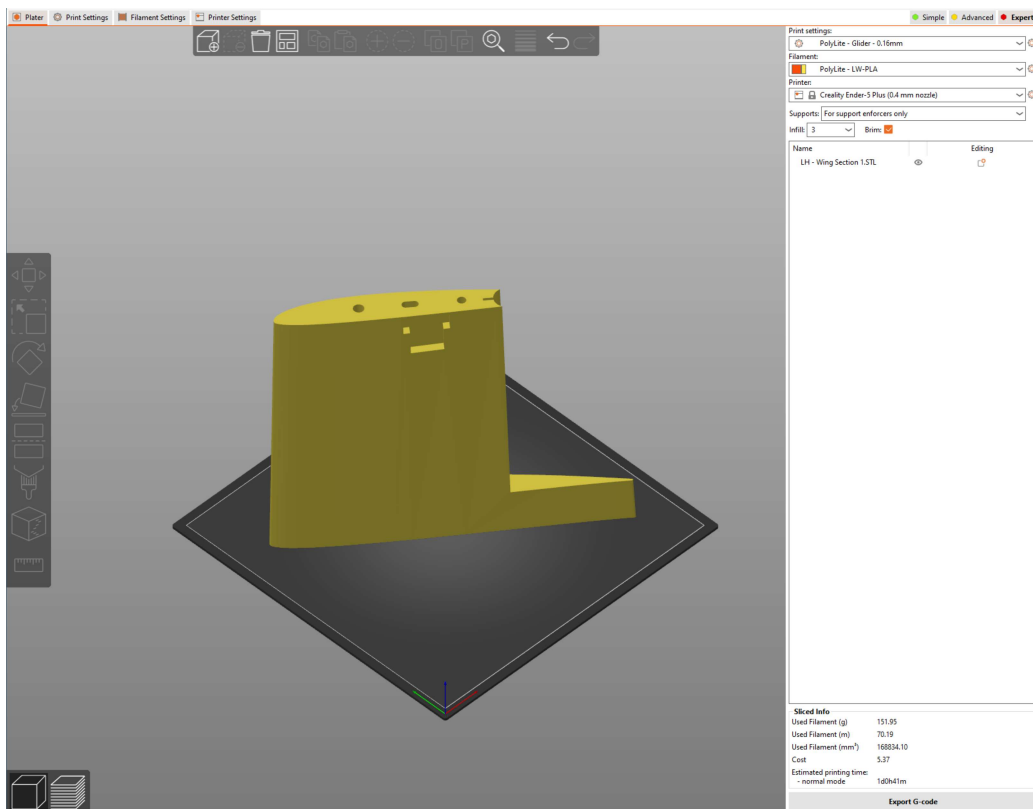


Figura 43: Página principal do programa *PrusaSlicer*, com secção de asa apresentada de forma demonstrativa.

3.2.2 Parâmetros de Impressão

Tendo a geometria introduzida no programa, realiza-se a definição dos parâmetros de impressão. No programa *PrusaSlicer*, estes parâmetros são divididos nas seguintes três categorias:

- Parâmetros da Impressão - Define configurações específicas para o trabalho de impressão. Podem variar para diferentes peças, dependendo das condições necessárias.

- Parâmetros do Filamento - Define configurações específicas para o material utilizado. Podem ser mantidos constantes para diferentes trabalhos de impressão.
- Parâmetros da Impressora - Define configurações específicas para a máquina de impressão utilizada. Geralmente são mantidos constantes para diferentes trabalhos de impressão e filamentos.

Na Tabela 18 apresentam-se alguns destes parâmetros, agrupados pelas três diferentes categorias.

Tabela 18: Listagem dos principais parâmetros, agrupados pelas categorias descritas no programa *PrusaSlicer*.

Impressão	Filamento	Impressora
Velocidade de Impressão	Temperatura de Extrusão	Volume Máximo de Impressão
Altura da Camada	Temperatura da Base	Diâmetro do Bico Extrusor
Percentagem de Preenchimento	Resfriamento Forçado	Acelerações Máximas
Padrão de Preenchimento	Fluxo Volumétrico Máximo	Limite de Alturas das Camadas

Preenchimento Um importante parâmetro mencionado na Tabela 18 é o preenchimento da peça. As peças impressas através do processo de Fabrico Aditivo raramente tem seu volume sólido, em vez disso, estas tem seu interior preenchido uma determinada percentagem e com um certo padrão de preenchimento. A Figura 44 exemplifica alguns tipos de padrões de preenchimento disponíveis.

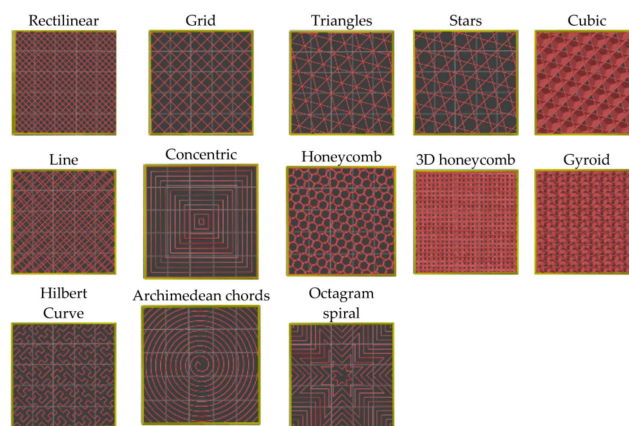


Figura 44: Figura ilustrativa dos diferentes padrões de preenchimento disponíveis. (Hsiang Loh et al., 2020)

Para a impressão das partes da aeronave foi selecionado o padrão *Gyroid*, por oferecer a maior razão de integridade estrutural por massa (*Bigrep 2023*), com as seguintes percentagens de preenchimento.

Caixa da Asa - 8%

Encaixe da Empenagem - 6%

Superfícies da Empenagem - 4%

Restantes Partes - 3%

3.2.3 Processo de Impressão

Tendo configurados os parâmetros de impressão no programa *PrusaSlicer*, tem-se como próximo passo a exportação do ficheiro de código de máquina, responsável por instruir os movimentos sequenciais da impressora. Este formato, nomeado de *gcode*, é a linguagem de Controle Numérico Computadorizado (CNC) mais amplamente utilizada atualmente, podendo ser encontrado aplicado a diversos tipos de máquinas, desde fresadoras automáticas até impressoras 3D. No Anexo A.19, encontra-se um excerto do *gcode* exportado no exemplo da secção de asa utilizado na Figura 43.

Este código é então carregado na impressora e, através da sua interface homem-máquina, selecionado iniciando o processo de impressão.

De seguida, nas Figuras 45, 46a e 46b é possível observar a impressora em funcionamento, assim como o resultado final de uma parte impressa.

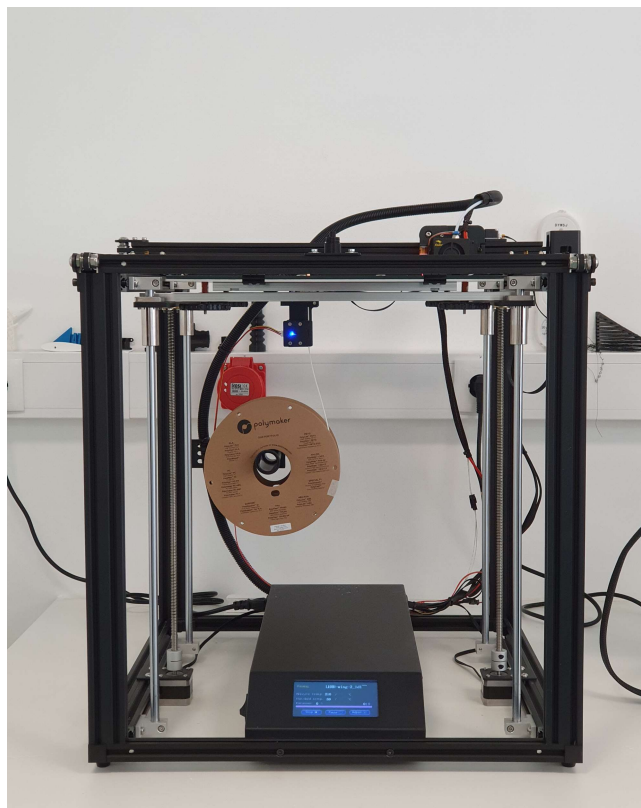
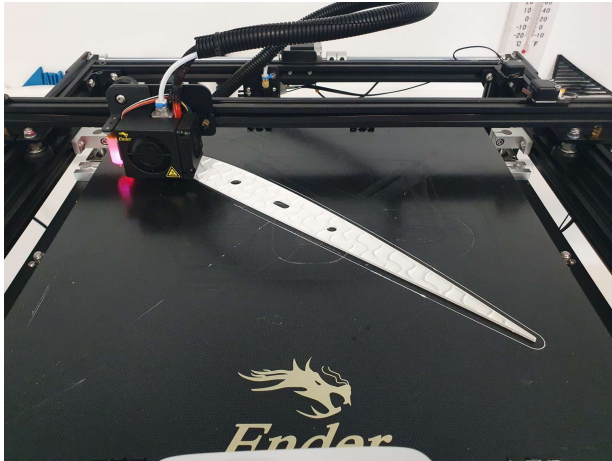
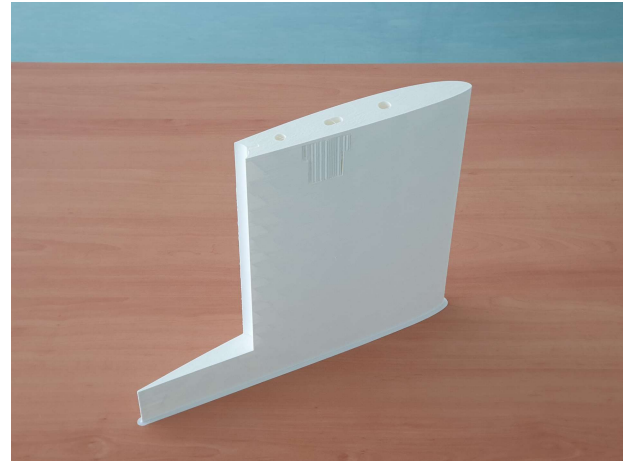


Figura 45: Vista frontal da impressora Ender 5 Plus.



(a) Vista da impressora Ender 5 Plus em funcionamento.



(b) Peça após conclusão do trabalho de impressão.

Figura 46: Fabrico de uma secção de asa na impressora Ender 5 Plus.

Como referência ao leitor, listam-se abaixo, alguns dos tempos típicos de impressão por secção, para as principais produzidas.

Asa - Média de 30 horas por secção, para um total de 10 secções.

Superfícies de Controle - Média de 3 horas por secção, para um total de 10 secções.

Estabilizadores - Média de 4 horas por secção, para um total de 10 secções.

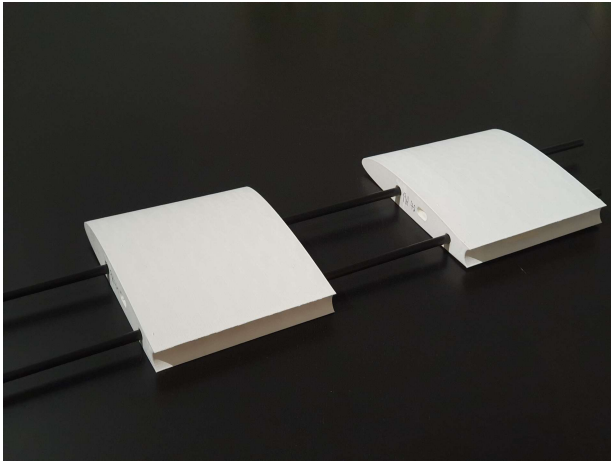
Estimou-se um tempo total de impressão em torno de 400 horas. Com a melhor afinação da impressora utilizada é possível diminuir o tempo de impressão por secção.

3.3 Montagem Final

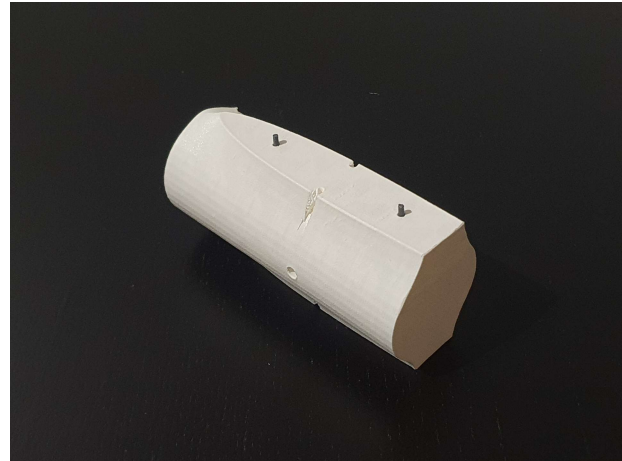
A montagem de todas as estruturas é realizada de forma simples. As conexões entre secções e entre peças e encaixes é realizada através da utilização de cola de cianoacrilato, comumente designada por *super-cola*.

Devido à porosidade do material LW-PLA, a adesão da cola é superior à outros tipos de plásticos como o PLA normal e o PETG, permitindo uma rápida e fácil montagem das partes constituintes do VANT. No entanto, permanece o desafio do alinhamento das partes entre elas.

Em específico na asa, esse problema é mitigado pela utilização de longarinas, que servem como guias durante a colagem das diversas secções, vide Figura 47a. Já na empenagem, são implementados "pinos", fabricados a partir de pedaços cortados de filamento, que servem como guia na colagem entre secções impressas, ilustrado na Figura 47b.



(a) Alinhamento das secções de asa auxiliado pelas longarinas.



(b) Pinos de alinhamento para as secções da empenagem.

As restantes partes são montadas de forma semelhante, sem necessidade de considerações especiais.

3.4 Testes em Solo e Voo

Devido às limitações de tempo, não foi possível realizar a campanha completa de testes de solo e voo, no entanto, um breve planeamento para os mesmos encontra-se detalhado no Anexo A.4

CAPÍTULO 4

Conclusão e Trabalhos Futuros

a

Considerações Finais

O presente trabalho teve como objetivo principal a conceção, através de técnicas de otimização multidisciplinar, de uma aeronave não-tripulada, de propulsão elétrica e lançamento manual. Tendo como foco missões de longa autonomia, tipicamente associadas à Busca e Salvamento e Vigilância Aérea.

De forma a atingir este objetivo, foram implementados módulos de análise para cada disciplina estudada num programa de otimização multidisciplinar, sendo este capaz de realizar a iteração das diversas configurações, de forma a obter como resultado em torno de 2000 configurações distintas. Este resultado foi processado com recurso a ferramentas de análise estatística, possibilitando a obtenção de uma lista ordenada de configurações, com ponderação aos parâmetros de projeto selecionados. Desta lista, a configuração em primeiro lugar foi selecionada para a fase de detalhamento de projeto.

Durante a fase de detalhamento, foi notado que a estimativa de massa havia subestimado a massa das superfícies de sustentação, e por conseguinte a massa total da aeronave teve um acréscimo de 25% ao esperado. Este contratempo obrigou a reconsideração de certos parâmetros de projeto. Como solução foram consideradas as seguintes três ações mitigadoras:

- Integração de novo grupo motopropulsor capaz de produzir tração de 80% do peso da aeronave, em tração estática.
- Aumento da área máxima da asa permitida na otimização para 1 m^2 .
- Implementação de dispositivos hipersustentadores ao longo do bordo de fuga da asa.

Tendo solucionado este imprevisto, passou-se para o detalhamento das partes da aeronave e preparação das mesmas para a produção.

Numa fase de preparação para o início da produção, houve o surgimento de uma nova eventualidade relacionada com o material de impressão, que devido à pré-expansão do mesmo, causou o entupimento do bico extrusor ao entrar em contacto com resíduos de materiais previamente utilizados na máquina. Esta conclusão foi obtida após dias de investigação e testes, com um desperdício de material próximo às 500g.

De uma forma geral, pode-se considerar que os objetivos principais do trabalho foram cumpridos, deixando para um trabalho futuro a realização das campanhas detalhadas de testes em solo e voo, assim como a devida reintrodução dos dados de voo, de forma a corrigir não só os algoritmos de estimativa de massa, mas também possíveis correções aos módulos de desempenho e estrutura.

Bibliografia

- 3DP (2023). *How 3D Printers Work*. URL: <https://all3dp.com/2/how-3d-printers-work-simply-explained/> (acedido em 02/12/2023).
- ACP Composites (2023). URL: www.acpcomposites.com (acedido em 10/10/2023).
- Aircav (2023). URL: www.aircav.com (acedido em 12/11/2023).
- Airfield Models (2023). URL: www.airfieldmodels.com (acedido em 18/11/2023).
- Andrade, Tiago (2015). *BUSCA E SALVAMENTO AÉREO: Centros de Coordenação de Busca e Salvamento Aéreo de Lisboa e Lajes*. URL: https://www.anac.pt/SiteCollectionDocuments/Eventos/WS_SMS_ABR_17/10_BUSCA_SALVAMENTO_AAN_TIAGO_ANDRADE.pdf.
- ArduPilot (2023). ArduPilot Documentation. URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-planning-a-mission-with-waypoints-and-events.html> (acedido em 06/12/2023).
- Barnhart, Richard K. et al. (2012). *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*. CRC Press.
- Bigrep (2023). *The Power of Gyroid Infill in 3D Printing: Strength, Efficiency, Precision*. URL: <https://bigrep.com/posts/gyroid-infill-3d-printing/> (acedido em 04/12/2023).
- Correia, João Carlos Marques (2018). Detailed Design of a Class I UAV for Maritime Surveillance.
- Deperrois, André (2023a). Part I - Overview of the theoretical background in XFLR5. URL: www.xflr5.tech/docs/Part%20I:%20Theoretical%20overview.pdf (acedido em 19/11/2023).
- (2023b). Part II - The Inviscid Flow Problem. URL: www.xflr5.tech/docs/Part%20II:%20The%20inviscid%20problem_rev1.1.pdf (acedido em 16/06/2023).
- EASA (2023a). *EASA - Easy Access Rules for Very Light Aeroplanes (CS-VLA)*. URL: www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-very-light-aeroplanes-cs-vla (acedido em 11/10/2023).
- EASA (2023b). *EASA - Special Condition Light UAS*. URL: www.easa.europa.eu/en/document-library/product-certification-consultations/special-condition-light-uas (acedido em 15/09/2023).
- EASA (2023c). *EASA - Final Means of Compliance to Special Condition Light UAS*. URL: www.easa.europa.eu/en/document-library/product-certification-consultations/final-means-compliance-special-condition-light (acedido em 15/09/2023).
- ESTECO (2023a). *Harnessing the power of design optimization in the aerospace industry*. URL: https://www.esteco.com/system/files/brochure_aerospace_2020.pdf (acedido em 25/11/2023).

- ESTECO (2023b). *Effective Optimization Driven Design*. URL: https://www.esteco.com/system/files/BROCHURE_numerics_2018_R2_web.pdf (acedido em 25/11/2023).
- Etkin, Bernard (1995). *Dynamics of Flight – Stability and Control*. New York, New York: John Wiley & Sons.
- FAP (2019). *Relatório de Gestão do Ano de 2019*. Rel. téc. Força Aérea Portuguesa.
- flow5 (2023). Página de documentação flow5. URL: flow5.tech/docs/flow5_doc/flow5_doc.html (acedido em 05/12/2023).
- GOV (2023). URL: [www.portugal.gov.pt/pt/gc21/comunicacao/noticia?i=novo-sistema-integrado-de-vigilancia-comando-e-controlo-da-gnr-reforca-vigilancia-da-costa-](http://www.portugal.gov.pt/pt/gc21/comunicacao/noticia?i=novo-sistema-integrado-de-vigilancia-comando-e-controlo-da-gnr-reforca-vigilancia-da-costa) (acedido em 22/11/2023).
- Gundlach, Jay (2014). *Designing Unmanned Aircraft Systems*. Reston, Virginia: AIAA.
- History of Information (2023). *The Tadiran Mastiff: The First Modern Surveillance UAV or Drone*. URL: <https://www.historyofinformation.com/detail.php?id=3790> (acedido em 05/12/2023).
- Homa, Jorge M. (2010). *Aerodinâmica e Teoria de Voo*. São Paulo, SP: ASA - Edições e Artes Gráficas.
- Hsiang Loh, Giselle et al. (2020). «An Overview of Material Extrusion Troubleshooting». Em: *Applied Sciences*.
- ICARE-ICARUS (2023). URL: <https://icare-icarus.3dcartstores.com> (acedido em 04/12/2023).
- JARUS (2023). *JARUS - Recommendations for Certification Specification for Light Unmanned Aeroplane Systems*. URL: www.jarus-rpas.org/publications (acedido em 15/09/2023).
- Manford, David, Hannah D. Budinoff e Jannatul Bushra (2022). «Accuracy of build time and mass estimates from slicer software for fused filament fabrication.» Em: 50th SME North American Manufacturing Research Conference.
- Marinha Portuguesa (2023). URL: <https://www.marinha.pt/pt/media-center/Noticias/Paginas/Marinha-coordenou-o-salvamento-de-458-vidas-no-mar-em-2022.aspx> (acedido em 04/12/2023).
- McMaster (2023). *Ultra-Strength Lightweight Carbon Fiber Tube*. URL: <https://www.mcmaster.com/5287T73/> (acedido em 02/12/2023).
- McMillan, Troy (2023). URL: www.youtube.com/@TroyMcMillan (acedido em 18/11/2023).
- Megson, T.H.G (2007). *Aircraft Structures for engineering students 4th Edition*. Burlington, Massachusetts: Elsevier.
- Manual de Utilização modeFrontier* (2023).
- Model Aviation (2023). URL: www.modelaviation.com/legendary-life (acedido em 12/11/2023).
- Mota Girardi, Roberto da (2021). *DEVELOPMENT AND TEST OF RADIO CONTROLLED AIRCRAFTS*.
- NASA (2023). *Guide to Aerodynamics | Glenn Research Center | NASA*. URL: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/learn-about-aerodynamics/> (acedido em 25/11/2023).
- NAV Portugal (2023). URL: www.nav.pt (acedido em 12/11/2023).

- Nitta, Naoki et al. (2015). «Li-ion battery materials: present and future». Em: *Materials Today*.
- Palmer, Jennifer L. (2014). «*Assembly and Initial Analysis of a Database of the Characteristics of Fixed-Wing Unmanned Aircraft Systems*». Em: *Australian Government - Department of Defence - Aerospace Division*.
- Polymaker (2023). URL: www.polymaker.com (acedido em 18/11/2023).
- Raymer, Daniel P. (2012). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* 5th Edition. Reston, Virginia: AIAA.
- Roskam, Jan (1985). *Aircraft Design: Part I - VIII*. Lawrence, Kansas: DARcorporation.
- Selig, Michael S., John F. Donovan e David B. Fraser (1989). «*Airfoils at Low Speeds*». Em.
- Serway, Raymond A. (2004). *Physics for Scientists and Engineers*. Pacific Grove, California: Thomson Brooks Cole.
- Stengel, Robert (2023). *Low-Speed Aerodynamics - MAE331 Lecture 3*. URL: <http://www.stengel.mycpanel.princeton.edu/MAE331Lecture3.pdf> (acedido em 12/07/2023).
- T-MOTOR (2023). *T-MOTOR - Online store*. URL: www.store.tmotor.com/ (acedido em 15/07/2023).
- Tauchi, K., M. Murakami e Toshinori Endo (2009). «*Biomechanical analysis of elite javelin throwing technique at the 2007 IAAF World Championships in Athletics*». Em.
- UE (2023). *Direito da União Europeia*. URL: eur-lex.europa.eu (acedido em 05/12/2023).
- Wikipedia (2023). *Wikipedia - Pareto Front*. URL: en.wikipedia.org/wiki/Pareto_front (acedido em 26/11/2023).
- Winslow, Justin et al. (2018). «*Basic Understanding of Airfoil Characteristics at Low Reynolds Numbers*». Em.
- Yechout, Thomas R. (2003). *Introduction to Aircraft Flight Mechanics*. AIAA.

APÊNDICE A

Anexos

A.1 Regulamentações e Legislações em Vigor para Operação e Construção de VANTs.

Atualidade Devido ao recente crescimento de VANTs no mercado, tornou-se inevitável a ação por parte das autoridades de aviação no sentido de garantir a segurança de todas as aeronaves que compartilham o espaço aéreo. Tem havido um grande esforço por parte destas autoridades em regulamentar a construção e operação de aeronaves não tripuladas.

No contexto europeu, em 2023, temos disponíveis os regulamentos 2019/947 e 2019/945, provenientes do Parlamento Europeu ([UE 2023](#)), responsáveis por estabelecer normas de operação e promover a segurança operacional dos voos remotos realizados no espaço aéreo europeu.

No entanto, numa perspetiva de Projeto de Aeronave, ainda são escassos os recursos presentes, tendo como grande parte, especificações objetivas e não prescritivas. Fazendo um paralelismo à aviação de ultra-leves, a concepção destas aeronaves é regida pelas especificações *EASA CS-VLA* ([EASA 2023a](#)), onde estão descritos de forma prescritiva, por exemplo, cálculos para as velocidades de projeto, fatores de carga limites, valores mínimos para parâmetros de controle e estabilidade, e assim por diante. Enquanto que, no caso dos VANTs, as especificações descritas no documento *EASA - Special Condition SC Light-UAS* ([EASA 2023b](#)) são objetivas, ou seja, é estabelecido um objetivo e cabe ao projetista a responsabilidade de analisar e provar o cumprimento do mesmo.

Uma forma de cumprimento proposta pela autoridade de aviação europeia, EASA, é através de voos de teste funcional, o que implica um número elevado de horas dispensado na realização dos mesmos.

Operação A categorização dos tipos de operação é descrita, no documento listado abaixo, com referência ao nível de risco inerente a mesma. Sendo assim é possível observar condições que mencionem a massa da aeronave, assim como o tipo de sobrevoo permitido.

Documentação Fonte

- *EASA EAR for Unmanned Aircraft Systems (Regulations (EU) 2019/947 and 2019/945)* - Compilação de regulamentos e métodos de cumprimento, referentes à operação de aeronaves não-tripuladas. ([EASA 2023a](#))

Subcategoria de Operação A subcategoria A3 não carece de autorização operacional, assim como de certificação. Definindo esta como referência permite uma maior facilidade na construção e operação da aeronave em projeto.

No entanto, devido a redução de controle por parte das autoridades, mais restrições são impostas sobre o operador, estando estas descritas abaixo.

- Operador Treinado - Formação gratuita.
- Proibido voo sobre aglomerações de pessoas e pessoas individuais

- Distância obrigatória e horizontal de 150m em relação à pessoas e propriedades.
- Altura máxima de voo de 120m acima do operador.
- Voo *BVLOS* (Além da Linha de Visada Visual) permitido somente através de navegação pré-programada. (Carece de certificação e registo do Operador - A3 Específica)

Certificação de Projeto Assumindo o enquadramento da aeronave dentro da subcategoria A3 Aberta, não existe obrigatoriedade em realizar o seu projeto com base em especificações publicadas. No entanto, mantém-se relevante a pesquisa das regulamentações em vigor de forma a auxiliar e guiar o processo de definição dos requisitos de projeto para a aeronave.

Documentação Fonte Após extensa pesquisa, foi possível reunir neste parágrafo o conjunto de regulamentos, legislações, recomendações e guias atualmente disponíveis para projeto de aeronaves não-tripuladas.

Abaixo listam-se estes documentos, com uma breve descrição do seu propósito.

- ***EASA EAR for Very Light Airplanes (CS-VLA)*** - Compilação de regulamentos e métodos de cumprimento, referentes à construção de aeronaves ultra-leves. ([EASA 2023a](#))
- ***EASA Special Condition Light-UAS*** - Definição preliminar e temporária de especificações objetivas para a certificação de aeronaves não-tripuladas. ([EASA 2023b](#))
- ***EASA Functional Test Based Means of Compliance with SC Light-UAS*** - Definição de meios de cumprimento, por voos de teste, às especificações descritas no documento acima. ([EASA 2023c](#))
- ***JARUS Recommendations for Certification Specification for Light Unmanned Aircraft Systems (CS-LUAS)*** - Recomendação de especificações para o projeto de aeronaves não-tripuladas leves, destinada a servir como base para futuro material de implementação EASA, verificado pela estrutura semelhante a outros materiais de implementação como CS-23 e CS-VLA. ([JARUS 2023](#))

É de importância salientar que em grande parte, as documentações de recomendação e especificação para VANTs, são baseadas nas especificações existentes para aeronaves ultra-leves, *EASA CS-VLA* ([EASA 2023a](#)). Sendo assim, sempre que não seja possível obter informação prescritiva, para o projeto do VANT, na documentação apropriada, esta informação será extraída da regulamentação constante nas especificações CS-VLA ([EASA 2023a](#)).

A.2 Detalhamento do Funcionamento do Programa flow5.

O programa *flow5* é baseado no conhecido XFLR5 ([flow5 2023](#)), tendo sido desenvolvido por *André Deperrois*, com o objetivo de disponibilizar um programa que facilitasse a utilização do programa XFOIL, desenvolvido pelo Professor *Mark Drela*, através de uma interface gráfica intuitiva. No entanto, com o passar do tempo este programa foi sendo evoluído, com o produto final e atual capaz de realizar análises tridimensionais a asas e configurações asa-empenagem, assim como a análise de perfis aerodinâmicos, função original do programa XFOIL.

O funcionamento destes três programas mencionados (XFOIL, XFLR5 e *flow5*) seguem a mesma filosofia. As equações de *Navier-Stokes* são simplificadas de forma a que, removendo a influência da viscosidade e da compressibilidade, seja possível transformar-se na conhecida equação de Laplace, $\Delta\phi = 0$, permitindo mais facilmente uma solução numérica.

Isto implica que a solução não considere o efeito do arrasto parasita na análise, assim como que considere somente escoamentos incompressíveis. O último não incita problema, visto que as velocidades de projeto do VANT, situam-se num intervalo de $0.05 < M < 0.15$, e por conseguinte, inferior à velocidade crítica de *Mach*, velocidade esta mínima em que o escoamento torna-se supersónico numa determinada região. No entanto, a ausência do efeito do arrasto parasita na análise causaria divergências consideráveis nos resultados de desempenho, caso esta não fosse compensada. Afortunadamente, este problema é considerado e está solucionado através de um cálculo de camada limite incompressível, através da solução das equações integrais da camada limite.

O esquema presente na Figura 48, extraído de apresentação criada pelo desenvolvedor da ferramenta ([Deperrois, 2023a](#)), detalha o método de solução numérica utilizado no programa *flow5*.

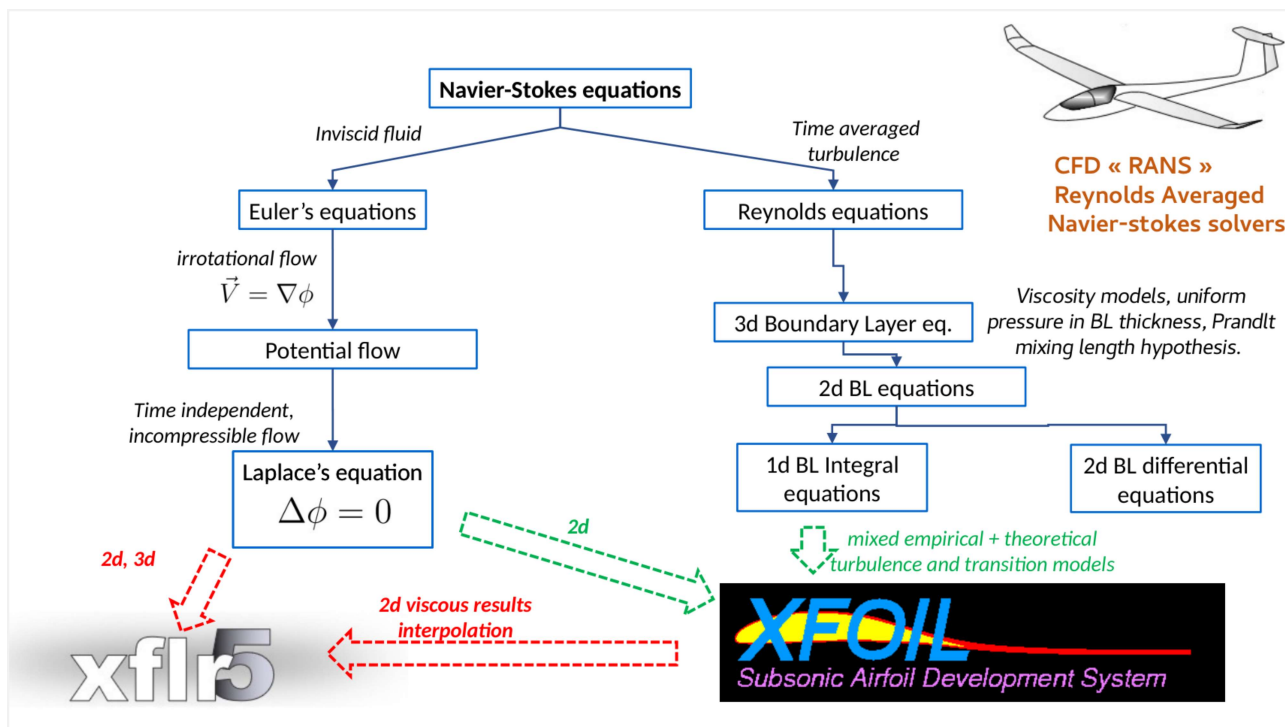


Figura 48: Método de Solução Numérica dos programas XFLR5 e flow5. (Deperrois, 2023a)

Metodologia para Cálculo Aerodinâmico Diversos algoritmos solucionadores são disponibilizados no programa flow5, abaixo listam-se estes com uma breve descrição de suas principais características.

- **LLT - Teoria da Linha Sustentadora.**

É equivalente a um único vórtice por secção (vide Figura 49), e ignora características como o diedro e o enflechamento. É o método com o menor consumo de recursos computacionais entre os três apresentados, no entanto, perde sua vantagem na precisão do resultado assim como na falta de análises com configurações mais complexas.

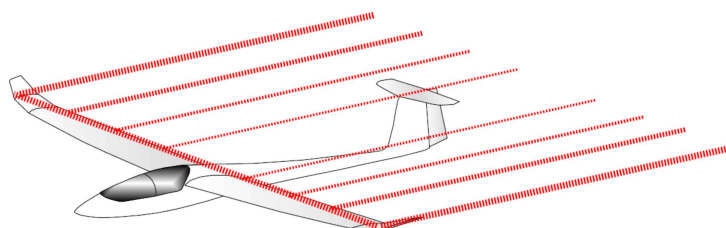


Figura 49: Diagrama do Método LLT. (Deperrois, 2023b)

- **VLM2 - Vortex Lattice Method.**

Implementa vórtices em anel nas superfícies e ferradura na esteira (vide Figura 50). É o método usado na indústria para a análise conceitual de aeronaves de baixa velocidade, não necessita de um capacidade computacional elevada o que permite realizar diversas iterações num curto espaço de tempo, além disso, nos testes realizados obteve uma maior taxa de convergência

quando comparado com o método dos painéis. Implementa a discretização da asa ao longo da corda e da envergadura.

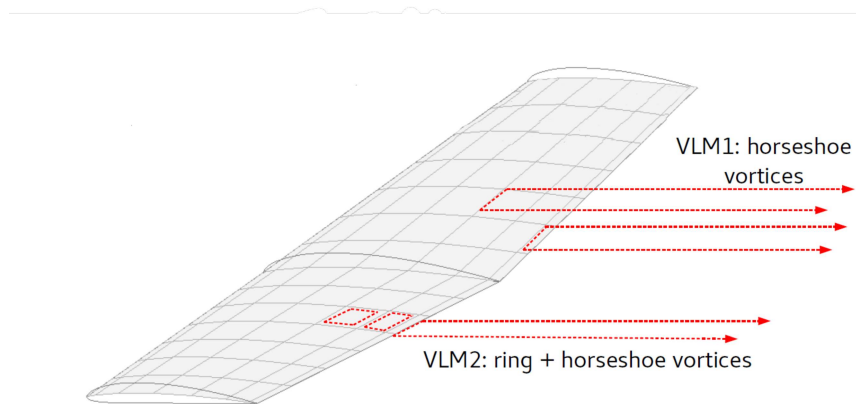


Figura 50: Diagrama dos Métodos VLM. (Deperrois, 2023b)

- Método dos Painéis.

É considerado o método mais preciso entre os apresentados, no entanto requer uma maior carga computacional além de ser notavelmente mais difícil a convergência. Diagrama visto na Figura 51. Também implementa a discretização da asa ao longo da corda e da envergadura.

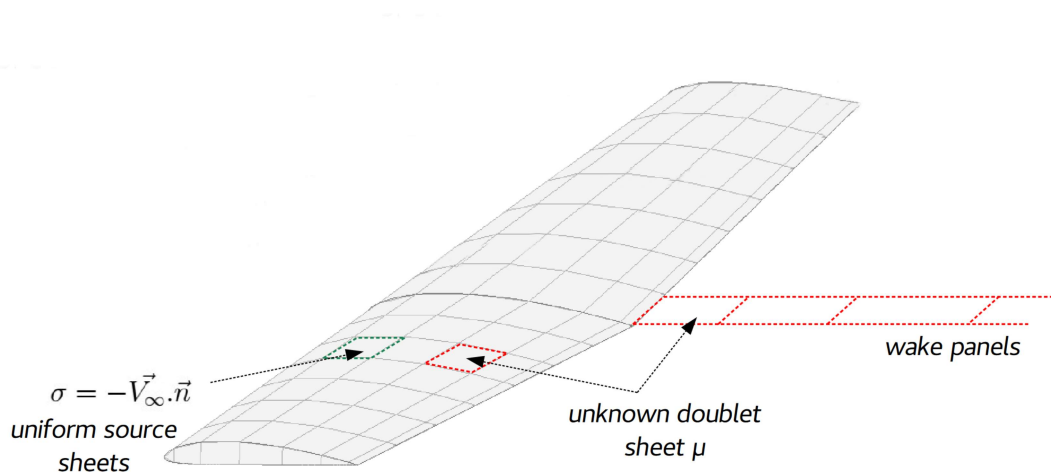


Figura 51: Diagrama do Método dos Painéis. (Deperrois, 2023b)

Após análise aos diversos tipos de solucionadores, foi escolhido utilizar o método **VLM2**, devido a sua fácil convergência assim como capacidade de incluir os efeitos da empenagem (Deperrois, 2023b). Em termos de discretização, tanto ao longo da envergadura quanto da corda, a asa foi

distribuída em 20 secções, enquanto que ambos os estabilizadores vertical e horizontal, em 15 secções, como é observado na Figura 52.

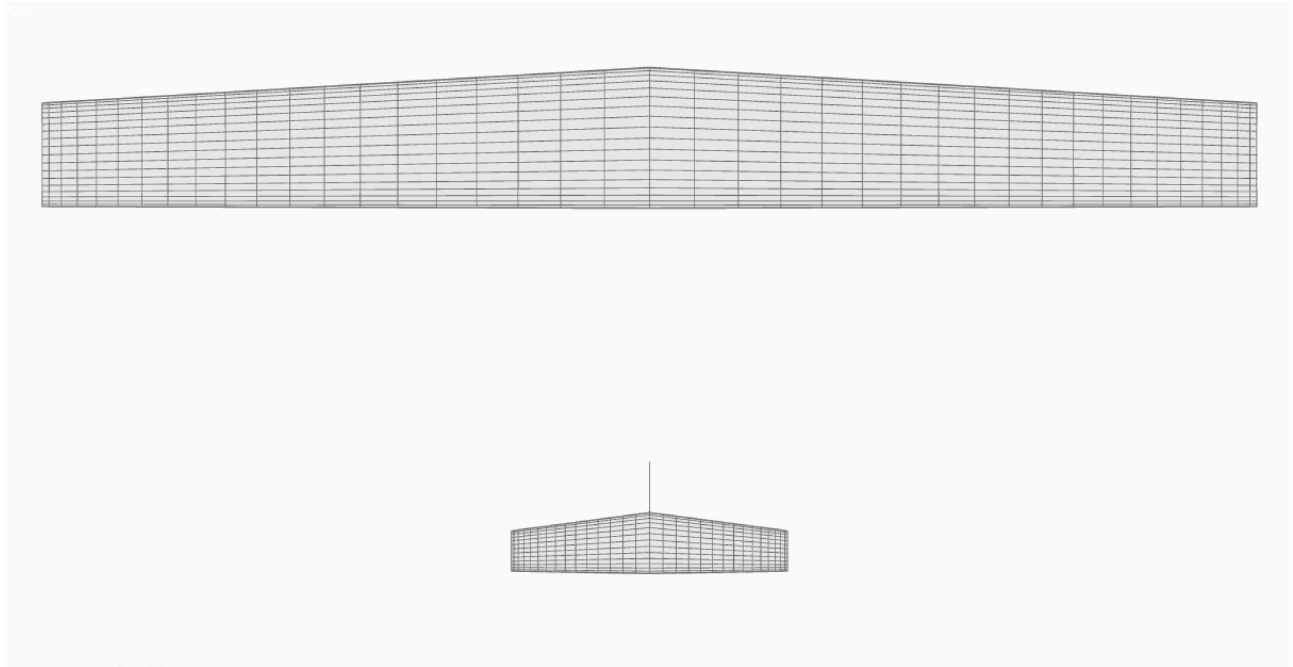


Figura 52: Discretização da asa e empenagem horizontal para análise VLM.

É importante mencionar que a inclusão de fuselagens na análise realizada por este programa só é possível com a utilização do Método dos Painéis. Sendo assim, as análises realizadas pelo programa *flow5* não irão considerar a influência da fuselagem. Sendo estes efeitos considerados de forma paralela no Módulo de Cálculo Aerodinâmico.

Metodologia para Cálculo de Estabilidade O programa em questão implementa a metodologia proposta por (Etkin, 1995) para a linearização das equações do movimento. Posteriormente, no desenvolvimento do Módulo de Mecânica do Voo, serão abordados os parâmetros calculados através deste método.

Integração modeFRONTIER Enquanto a integração de programas como Matlab e Solidworks é direta no otimizador modeFRONTIER, para realizar esta conexão com o programa *flow5* foi necessário realizar maior trabalho no sentido de definir ficheiros de entrada e saída de dados.

O programa *flow5*, ao contrário do seu predecessor XFLR5, permite a sua execução através da linha de comando do sistema, sem a necessidade de utilizar a interface gráfica. Esta funcionalidade, denominada de *scripting* é o fator fulcral que permite a compatibilidade com o otimizador, caso contrário não seria possível realizar a integração.

Sendo possível executar o programa através da linha de comando, torna-se necessário a utilização dos mencionados ficheiros de entrada que detalhem toda a informação a ser utilizada na simulação. Estes ficheiros, em formato *.xml* tem estrutura padrão e são divididos por classes, a definição da análise

pode ser visualizada no Anexo A.17.

A.3 Análise Preliminar dos Efeitos Aeroelásticos na Asa.

A disciplina de aeroelasticidade estuda a interação entre fluídos e sólidos, mais precisamente a relação entre as forças aerodinâmicas e as forças inerciais e elásticas das estruturas de sustentação.

Os fenómenos de aeroelasticidade podem ser caracterizados entre **Dinâmicos** e **Estáticos**, abaixo apresenta-se alguns dos fenómenos conhecidos para cada categoria:

Fenómenos Estáticos

- **Divergência** - Velocidade em que o momento de torção causado pela força de sustentação sobrepõe-se a resistência à torção da asa, resultando na falha catastrófica da mesma.
- **Reversão de Controles** - Velocidade na qual um comando de rolagem realizado pelo piloto é invertido. Deve-se a relação entre a força de sustentação gerada pela secção de *aileron* e a diminuição do ângulo de ataque da asa devido a sua torção. Esta velocidade precede a velocidade de divergência.

Fenómenos Dinâmicos

- **Flutter** - Fenómeno que apresenta oscilação acoplada entre movimentos de flexão e torção da asa. Estes movimentos trocam energia entre si e amplificam-se, podendo levar a uma falha estrutural da asa, caso a velocidade não seja reduzida.
- **Buffeting** - Fenómeno caracterizado pela interação de escoamentos turbulentos na estrutura. Como por exemplo, vibrações na asa devido a perda de sustentação.

Análise Aeroelástica Os pontos de referência na análise aeroelástica são os seguintes:

- **AC/Centro Aerodinâmico** - Ponto onde o momento atuante na asa é independente do ângulo de ataque.
- **Flexural Centre/Centro de Rotação** - Localização ao longo da envergadura da asa, onde, uma força aplicada não gera torção da secção em relação a raiz.

De forma a realizar uma análise aeroelástica a asa, a sua rigidez é representada como uma mola, de acordo com o diagrama abaixo, extraído da literatura de Megson (Megson, 2007).

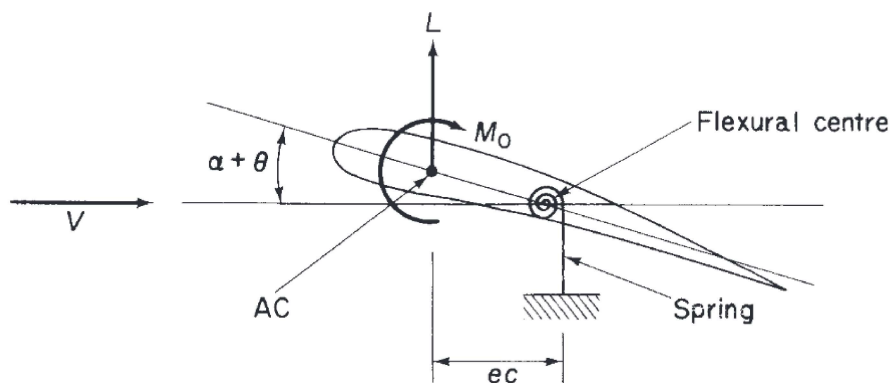


Figura 53: Diagrama de Forças e Momentos Aeroelásticos.

Utilizamos então a seguinte equação, extraída da mesma fonte, modificada para incluir o Fator de Segurança e responsável por descrever a velocidade de divergência de uma asa finita.

$$V_d = \sqrt{\frac{\pi^2 GJ}{2\rho ec^2 S^2 \frac{dCL}{d\alpha}}} * F \quad (10)$$

Onde:

- GJ é a Rigidez à Torção.
- ρ é a Densidade do Ar.
- ec é a Distância entre Centro Aerodinâmico e Centro de Rotação.
- S é a Área de Superfície Alar.
- $\frac{dCL}{d\alpha}$ é a Declive da Curva de Sustentação.
- F é a Fator de Segurança de 1.5.

Substituindo pelos valores seguintes:

- GJ - **150 Nm²** - Valor conservador assumido, representa uma asa que quando sujeita à uma força de 1.5 N sofra uma deflexão de 0.01 m.
- ρ - **1.21 Kg/m³** - Densidade do ar a uma altitude de cruzeiro de 120 metros.
- ec - **0.075 m** - Valor utilizado é aproximadamente um quarto da corda máxima na raiz.
- S - **1.05 m²** - Valor de superfície alar retangular considerando uma configuração máxima de 3 metros de envergadura e 0.35 metros de corda. Deve-se notar que quanto maior a superfície, menor a velocidade de divergência. Sendo assim, assumir um valor máximo de área é conservador.
- $\frac{dCL}{d\alpha}$ - **5.24** - Valor aproximado através da Equação 11 seguinte e considerando um alongamento de 10, proveniente de recursos disponibilizados pela *Princeton University* (Stengel, 2023)

$$\frac{2\pi}{1 + \frac{2\pi}{\pi AR}} \quad (11)$$

Preenchendo a Equação 10:

$$V_d = \sqrt{\frac{\pi^2 * 150}{2 * 1.225 * 0.075^2 * 1.0^2 * 5.24}} * 0.25 = 35 \text{ m/s} \quad (12)$$

Apropriadamente este valor poderá ser utilizado como a Velocidade de Mergulho de Projeto, visto que estabelece um limite físico para a segurança de voo.

Naturalmente, uma aeronave com superfície alar menor, terá uma velocidade limite superior à descrita acima. Mesmo assim, como forma de garantir a integridade estrutural da aeronave, opta-se por definir 35 m/s como velocidade de mergulho de projeto de uma configuração final que seja obtida.

Ainda mais, de acordo com a regulamentação CS-VLA 335 ([EASA 2023a](#)), a velocidade de cruzeiro não deve ser superior à 80 por cento da velocidade de mergulho, ou seja, podemos ainda definir uma velocidade máxima em voo, denominada V_{NE} , de $0.8 \cdot 35 = 28 \text{ m/s}$.

Mitigação de Fenómenos Tendo em consideração os efeitos aeroelásticos descritos acima, podemos definir algumas formas de minimizar a amplitude dos mesmos.

Flutter

- Utilizar material de impressão com maior rigidez à torção.
- Adicionar contrapesos nas superfícies de controle, de forma a aproximar o seu centro de gravidade da linha de dobradiça.

Reversão do Controle de Rolagem

- Implementação de *aileron*s adicionais próximos a raiz.
- Utilização do freio aerodinâmico diferencial no auxílio da rolagem.

A.4 Planeamento Preliminar dos Testes em Solo e Voo.

Numa fase final de projeto, espera-se que as análises e estimativas tenham proporcionado uma representação fiável da aeronave projetada. No entanto, em cumprimento com os princípios de engenharia, preza-se sempre pela segurança, de forma a que seja necessário garantir experimentalmente que todos os sistemas críticos da aeronave, de forma independente, estejam em concordância com o esperado.

A.4.1 Teste em Solo

A campanha de testes em solo tem como objetivo garantir que todos os aspectos que afetem a segurança de voo sejam validados antes do voo inaugural. De forma a elaborar o plano de testes de solo, listam-se abaixo os sistemas da aeronave considerados críticos:

- Propulsão.
- Controle de Voo.
- Comunicação.
- Massa e Centragem
- Estrutura

Foram então definidos os seguintes testes para cada sistema considerado acima.

Propulsão

- Confirmação da tração estática máxima - deve ser superior à 40N.
- Confirmação da corrente máxima do motor - não deve ultrapassar os 50A.
- Confirmação da correta configuração do interruptor de corte do motor.

Controle de Voo.

- Confirmação da correta deflexão de todos as superfícies de controle.
- Confirmação da correta calibração dos sensores de estabilização da controladora de voo.

Comunicação.

- Confirmação da qualidade e potência dos sinais de Comando e Telemetria.
- Confirmação da qualidade e potência da imagem de Vídeo.

A.4.2 Teste em Voo

Enquanto os testes em solo tem como principal objetivo a validação da aeronavegabilidade da aeronave, os testes em voo acrescentam um fator de pesquisa. Além da verificação dos sistemas, nesta campanha pretende-se também validar os dados de desempenho estimados ao longo do projeto, dados estes como:

- Velocidade de Estol.
- Consumo de Energia em Subida.
- Consumo de Energia em Cruzeiro.
- Autonomia da Aeronave.
- Alcance da Aeronave.
- Estabilidade Dinâmica da Aeronave.

Idealmente, o resultado desta campanha de testes deverá ser reintroduzido no projeto de forma a realizar correções de análises e cálculos, obtendo por fim uma configuração com melhores características.

A.5 Operação do Sistema *ArduPilot*.

O objetivo básico do programa é fornecer controle ao veículo, seja por comando do piloto através do rádio-controlador ou estação de controle de solo, ou através do carregamento de uma missão completamente autónoma.

Esta missão é configurada com o auxílio de um programa denominado de *Mission Planner*. Neste programa, o utilizador é capaz de introduzir pontos de navegação com determinadas instruções como a altitude de passagem, e tipo de sobrevoo (órbita, aterragem, descolagem).

Na Figura 54 abaixo, ilustra-se uma grelha de varredura configurada neste programa ([ArduPilot 2023](#)).

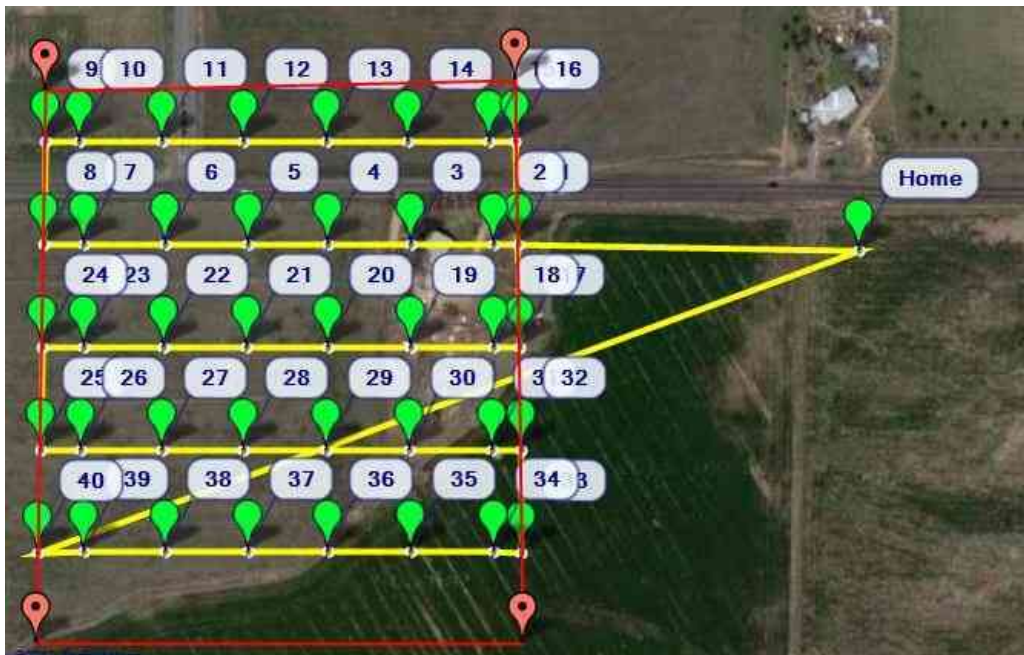


Figura 54: Exemplo de malha de varredura configurada no programa *Mission Planner*

Sendo assim, com uma estação de solo devidamente configurada, o operador pode monitorizar os parâmetros de voo da aeronave através deste mesmo programa, tendo a seguinte interface disponível, vide Figura 55



Figura 55: Interface de parâmetros de voo no programa *Mission Planner*.

A.6 Tabela de Tração Estática Motor AT3520 550KV.

Test Report										
Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
AT3520 Long Shaft KV550	APC 13*6.5	40%	22.49	4.96	111.61	4834	0.162	912	8.18	41 (Ambient Temperature:)
		45%	22.47	6.00	134.81	5181	0.187	1053	7.81	
		50%	22.45	7.26	163.08	5558	0.215	1208	7.41	
		55%	22.43	8.88	199.17	5990	0.249	1396	7.01	
		60%	22.39	10.87	243.44	6404	0.290	1619	6.65	
		65%	22.35	13.47	300.90	6895	0.340	1890	6.28	
		70%	22.30	16.12	359.46	7313	0.386	2140	5.95	
		75%	22.25	19.27	428.67	7732	0.438	2412	5.63	
		80%	22.19	22.60	501.48	8119	0.494	2711	5.41	
		90%	22.06	30.77	678.62	8940	0.607	3289	4.85	
	100%	21.99	34.89	767.14	9252	0.667	3575	4.66		
	APC 14*7	40%	22.49	5.15	115.79	4423	0.185	973	8.40	59 (Ambient Temperature:)
		45%	22.46	6.71	150.66	4888	0.224	1169	7.76	
		50%	22.43	8.50	190.74	5313	0.268	1408	7.38	
		55%	22.37	11.18	250.13	5785	0.326	1689	6.75	
		60%	22.34	13.70	305.98	6192	0.380	1954	6.39	
		65%	22.29	16.90	376.75	6664	0.440	2247	5.96	
		70%	22.23	20.26	450.36	7056	0.498	2529	5.62	
		75%	22.16	24.56	544.30	7454	0.570	2863	5.26	
		80%	22.08	29.20	644.83	7818	0.646	3216	4.99	
90%		21.93	38.47	843.54	8481	0.776	3787	4.49		
100%	21.83	44.28	966.63	8762	0.854	4116	4.26			

Note: Motor temperature is motor surface temperature @100% throttle running 10mins.
(Date above based on benchtest are for reference only, comparison with that of other motor types is not recommended.)

Figura 56: Tabela de Teste de Tração Estática - T-Motor AT3520 550KV (*T-MOTOR 2023*)

A.8 Algoritmo - Geometria.

```
1 %INTEGRADOR MODEFRONTIER% (input/output information for modeFrontier.)
2
3 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="geometry" guid="signature
   ">
4 %     <ModelVariables>
5
6 %         <Variable name="WING_ROOT_CHORD" valueReference="0"
7 %         causality="parameter"><Real/></Variable>
8 %         <Variable name="WING_TIP_CHORD" valueReference="1"
9 %         causality="parameter"><Real/></Variable>
10 %        <Variable name="WING_SEMI_SPAN" valueReference="2"
11 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
12 %        <Variable name="WING_DIHEDRAL" valueReference="3"
13 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
14 %        <Variable name="WING_ANGLE_SWEEP" valueReference="4"
15 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
16
17 %        <Variable name="ELEVATOR_ROOT_CHORD" valueReference="5"
18 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
19 %        <Variable name="ELEVATOR_TIP_CHORD" valueReference="6"
20 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
21 %        <Variable name="ELEVATOR_SEMI_SPAN" valueReference="7"
22 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
23 %        <Variable name="ELEVATOR_HEIGHT" valueReference="8"
24 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
25
26 %        <Variable name="RUDDER_ROOT_CHORD" valueReference="9"
27 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
28 %        <Variable name="RUDDER_TIP_CHORD" valueReference="10"
29 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
30 %        <Variable name="RUDDER_SPAN" valueReference="11"
31 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
32 %        <Variable name="RUDDER_MOMENT_ARM" valueReference="12"
33 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
34 %        <Variable name="RUDDER_ANGLE_SWEEP" valueReference="13"
35 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
36
37
38 %        <Variable name="WING_AREA" valueReference="14"
39 %        causality="output"><Real/></Variable>
40 %        <Variable name="WING_ASPECT_RATIO" valueReference="15"
41 %        causality="output"><Real/></Variable>
42 %        <Variable name="WING_MAC" valueReference="16"
43 %        causality="output"><Real/></Variable>
44 %        <Variable name="WING_OFFSET_SWEEP" valueReference="17"
45 %        causality="output"><Real/></Variable>
46 %        <Variable name="WING_TAPER_RATIO" valueReference="18"
```

```
47 %      causality="output"><Real/></Variable>
48
49 %      <Variable name="ELEVATOR_AREA" valueReference="19"
50 %      causality="output"><Real/></Variable>
51 %      <Variable name="ELEVATOR_MOMENT_ARM" valueReference="20"
52 %      causality="output"><Real/></Variable>
53 %      <Variable name="ELEVATOR_OFFSET_SWEEP" valueReference="21"
54 %      causality="output"><Real/></Variable>
55 %      <Variable name="ELEVATOR_ASPECT_RATIO" valueReference="22"
56 %      causality="output"><Real/></Variable>
57 %      <Variable name="ELEVATOR_TAPER_RATIO" valueReference="23"
58 %      causality="output"><Real/></Variable>
59
60 %      <Variable name="RUDDER_AREA" valueReference="24"
61 %      causality="output"><Real/></Variable>
62 %      <Variable name="RUDDER_OFFSET_SWEEP" valueReference="25"
63 %      causality="output"><Real/></Variable>
64 %      <Variable name="RUDDER_ASPECT_RATIO" valueReference="26"
65 %      causality="output"><Real/></Variable>
66 %      <Variable name="RUDDER_TAPER_RATIO" valueReference="27"
67 %      causality="output"><Real/></Variable>
68
69
70 %      <Variable name="ELEVATOR_SERVO_XPOS" valueReference="28"
71 %      causality="output"><Real/></Variable>
72 %      <Variable name="ELEVATOR_SERVO_YPOS" valueReference="29"
73 %      causality="output"><Real/></Variable>
74
75 %      <Variable name="RUDDER_SERVO_XPOS" valueReference="30"
76 %      causality="output"><Real/></Variable>
77 %      <Variable name="RUDDER_SERVO_YPOS" valueReference="31"
78 %      causality="output"><Real/></Variable>
79
80 %      <Variable name="LH_AIL_SERVO_XPOS" valueReference="32"
81 %      causality="output"><Real/></Variable>
82 %      <Variable name="LH_AIL_SERVO_YPOS" valueReference="33"
83 %      causality="output"><Real/></Variable>
84 %      <Variable name="LH_AIL_SERVO_ZPOS" valueReference="34"
85 %      causality="output"><Real/></Variable>
86
87 %      <Variable name="RH_AIL_SERVO_XPOS" valueReference="35"
88 %      causality="output"><Real/></Variable>
89 %      <Variable name="RH_AIL_SERVO_YPOS" valueReference="36"
90 %      causality="output"><Real/></Variable>
91 %      <Variable name="RH_AIL_SERVO_ZPOS" valueReference="37"
92 %      causality="output"><Real/></Variable>
93
94 %      <Variable name="TAILBOOM_AFT_PIN_XPOS" valueReference="38"
95 %      causality="output"><Real/></Variable>
96 %      <Variable name="TAILBOOM_AFT_PIN_YPOS" valueReference="39"
```



```
97 %      causality=" output "><Real/></Variable >
98
99 %      <Variable name="TAILBOOM_FWD_PIN_ZPOS" valueReference="40"
100 %      causality=" output "><Real/></Variable >
101
102 %      <Variable name="TAILBOOM_CG_XPOS" valueReference="41"
103 %      causality=" output "><Real/></Variable >
104 %      <Variable name="TAILBOOM_CG_ZPOS" valueReference="42"
105 %      causality=" output "><Real/></Variable >
106
107 %      <Variable name="TAILBOOM_LENGTH" valueReference="43"
108 %      causality=" output "><Real/></Variable >
109
110 %      <Variable name="WINGTIP_ABSOLUTE_LENGTH" valueReference="44"
111 %      causality=" output "><Real/></Variable >
112
113 %      </ModelVariables >
114 %      <ModelStructure >
115 %          <Outputs><Unknown index="14"/></Outputs >
116 %          <Outputs><Unknown index="15"/></Outputs >
117 %          <Outputs><Unknown index="16"/></Outputs >
118 %          <Outputs><Unknown index="17"/></Outputs >
119 %          <Outputs><Unknown index="18"/></Outputs >
120 %          <Outputs><Unknown index="19"/></Outputs >
121 %          <Outputs><Unknown index="20"/></Outputs >
122 %          <Outputs><Unknown index="21"/></Outputs >
123 %          <Outputs><Unknown index="22"/></Outputs >
124 %          <Outputs><Unknown index="23"/></Outputs >
125 %          <Outputs><Unknown index="24"/></Outputs >
126 %          <Outputs><Unknown index="25"/></Outputs >
127 %          <Outputs><Unknown index="26"/></Outputs >
128 %          <Outputs><Unknown index="27"/></Outputs >
129 %          <Outputs><Unknown index="28"/></Outputs >
130 %          <Outputs><Unknown index="29"/></Outputs >
131 %          <Outputs><Unknown index="30"/></Outputs >
132 %          <Outputs><Unknown index="31"/></Outputs >
133 %          <Outputs><Unknown index="32"/></Outputs >
134 %          <Outputs><Unknown index="33"/></Outputs >
135 %          <Outputs><Unknown index="34"/></Outputs >
136 %          <Outputs><Unknown index="35"/></Outputs >
137 %          <Outputs><Unknown index="36"/></Outputs >
138 %          <Outputs><Unknown index="37"/></Outputs >
139 %          <Outputs><Unknown index="38"/></Outputs >
140 %          <Outputs><Unknown index="39"/></Outputs >
141 %          <Outputs><Unknown index="40"/></Outputs >
142 %          <Outputs><Unknown index="41"/></Outputs >
143 %          <Outputs><Unknown index="42"/></Outputs >
144 %          <Outputs><Unknown index="43"/></Outputs >
145 %          <Outputs><Unknown index="44"/></Outputs >
146 %      </ModelStructure >
```

```
147 % </fmiModelDescription>
148
149 %GEOMETRIAS%
150
151 WINGTIP_ABSOLUTE_LENGTH = WING_SEMI_SPAN;
152 RUDDER_CHORD_HEIGHT = (-((RUDDER_ROOT_CHORD - RUDDER_TIP_CHORD)/RUDDER_SPAN)*
    ELEVATOR_HEIGHT)+RUDDER_ROOT_CHORD;
153 ELEVATOR_MOMENT_ARM = RUDDER_MOMENT_ARM + (RUDDER_ROOT_CHORD -
    ELEVATOR_ROOT_CHORD) + (ELEVATOR_ROOT_CHORD*0.4);
154 RUDDER_OFFSET_SWEEP = RUDDER_ROOT_CHORD - RUDDER_TIP_CHORD;
155 WING_OFFSET_SWEEP = (tan(deg2rad(WING_ANGLE_SWEEP)*WING_SEMI_SPAN))+(
    WING_ROOT_CHORD/4) - (WING_TIP_CHORD/4);
156 ELEVATOR_OFFSET_SWEEP = (tan(deg2rad(WING_ANGLE_SWEEP + 3)*
    ELEVATOR_SEMI_SPAN))+(ELEVATOR_ROOT_CHORD/4) - (ELEVATOR_TIP_CHORD/4);
157 WING_TAPER_RATIO = WING_TIP_CHORD/WING_ROOT_CHORD;
158 ELEVATOR_TAPER_RATIO = ELEVATOR_TIP_CHORD/ELEVATOR_ROOT_CHORD;
159 RUDDER_TAPER_RATIO = RUDDER_TIP_CHORD/RUDDER_ROOT_CHORD;
160 RUDDER_AREA = ((RUDDER_TIP_CHORD+RUDDER_ROOT_CHORD)/2)*RUDDER_SPAN;
161 ELEVATOR_AREA = (ELEVATOR_TIP_CHORD+ELEVATOR_ROOT_CHORD)*ELEVATOR_SEMI_SPAN;
162 WING_AREA = (WING_TIP_CHORD+WING_ROOT_CHORD)*WING_SEMI_SPAN;
163 WING_MAC = WING_ROOT_CHORD * (2/3) * ((1+WING_TAPER_RATIO+(WING_TAPER_RATIO)
    ^2)/(1+WING_TAPER_RATIO));
164 ELEVATOR_SPAN = 2*ELEVATOR_SEMI_SPAN;
165 WING_SPAN = 2*WING_SEMI_SPAN;
166 WING_ASPECT_RATIO = WING_SPAN^2 / WING_AREA;
167 ELEVATOR_ASPECT_RATIO = ELEVATOR_SPAN^2 / ELEVATOR_AREA;
168 RUDDER_ASPECT_RATIO = RUDDER_SPAN^2 / RUDDER_AREA;
169
170
171 %PESO E CENTRAGEM%
172
173 TAILBOOM_LENGTH = ELEVATOR_MOMENT_ARM + (ELEVATOR_ROOT_CHORD/2);
174 TAILBOOM_CG_XPOS = (TAILBOOM_LENGTH/2) + 0.2;
175
176 TAILBOOM_CG_ZPOS = 0.015;
177 TAILBOOM_FWD_PIN_ZPOS = TAILBOOM_CG_ZPOS;
178 TAILBOOM_AFT_PIN_XPOS = RUDDER_MOMENT_ARM;
179 TAILBOOM_AFT_PIN_YPOS = 0;
180 TAILBOOM_AFT_PIN_ZPOS = TAILBOOM_FWD_PIN_ZPOS;
181 ELEVATOR_SERVO_XPOS = RUDDER_MOMENT_ARM;
182 ELEVATOR_SERVO_YPOS = 0;
183 ELEVATOR_SERVO_ZPOS = 0;
184 RUDDER_SERVO_XPOS = RUDDER_MOMENT_ARM;
185 RUDDER_SERVO_YPOS = 0;
186 RUDDER_SERVO_ZPOS = ELEVATOR_SERVO_ZPOS;
187 LH_AIL_SERVO_XPOS = WING_OFFSET_SWEEP;
188 LH_AIL_SERVO_YPOS = -WING_SEMI_SPAN/1.5;
189 LH_AIL_SERVO_ZPOS = tan(deg2rad(WING_DIHEDRAL))*WING_SEMI_SPAN/1.5;
190 RH_AIL_SERVO_XPOS = WING_OFFSET_SWEEP;
191 RH_AIL_SERVO_YPOS = WING_SEMI_SPAN/1.5;
```

```
192 RH_AIL_SERVO_ZPOS = tan(deg2rad(WING_DIHEDRAL))*WING_SEMI_SPAN/1.5;
```

A.9 Algoritmo - Volume de Cauda.

```

1 %INTEGRADOR MODEFRONTIER%
2
3 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="tail_volume" guid="
  signature">
4 %   <ModelVariables>
5
6 %       <Variable name="RUDDER_MOMENT_ARM" valueReference="0"
7 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
8 %       <Variable name="RUDDER_AREA" valueReference="1"
9 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
10
11 %       <Variable name="ELEVATOR_MOMENT_ARM" valueReference="2"
12 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
13 %       <Variable name="ELEVATOR_AREA" valueReference="3"
14 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
15
16 %       <Variable name="WING_SEMI_SPAN" valueReference="4"
17 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
18 %       <Variable name="WING_AREA" valueReference="5"
19 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
20 %       <Variable name="WING_MAC" valueReference="6"
21 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
22
23
24 %       <Variable name="HTAIL_VOLUME" valueReference="7"
25 %       causality="output"><Real/></Variable>
26 %       <Variable name="VTAIL_VOLUME" valueReference="8"
27 %       causality="output"><Real/></Variable>
28
29 %   </ModelVariables>
30 %   <ModelStructure>
31 %       <Outputs><Unknown index="7"/></Outputs>
32 %       <Outputs><Unknown index="8"/></Outputs>
33 %   </ModelStructure>
34 % </fmiModelDescription>
35
36
37 VTAIL_VOLUME = (RUDDER_MOMENT_ARM*RUDDER_AREA)/((2*WING_SEMI_SPAN)*WING_AREA
  );
38 HTAIL_VOLUME = (ELEVATOR_MOMENT_ARM*ELEVATOR_AREA)/(WING_MAC*WING_AREA);

```

A.10 Algoritmo - Estimativa de Peso.

```
1 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="Weight" guid="signature">
2 %   <ModelVariables>
3 %     <Variable name="Wing_Airfoil" valueReference="0"
4 %     causality="parameter"><String/></Variable>
5
6 %     <Variable name="Wing_SemiSpan" valueReference="1"
7 %     causality="parameter"><Real/></Variable>
8 %     <Variable name="Wing_RootChord" valueReference="2"
9 %     causality="parameter"><Real/></Variable>
10 %    <Variable name="Wing_TipChord" valueReference="3"
11 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
12
13 %    <Variable name="Elevator_SemiSpan" valueReference="4"
14 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
15 %    <Variable name="Elevator_RootChord" valueReference="5"
16 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
17 %    <Variable name="Elevator_TipChord" valueReference="6"
18 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
19
20 %    <Variable name="Fin_Span" valueReference="7"
21 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
22 %    <Variable name="Fin_RootChord" valueReference="8"
23 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
24 %    <Variable name="Fin_TipChord" valueReference="9"
25 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
26
27 %    <Variable name="ThinWall_Factor" valueReference="10"
28 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
29
30 %    <Variable name="Tailboom_Length" valueReference="11"
31 %    causality="parameter"><Real/></Variable>
32
33 %    <Variable name="WING_MASS" valueReference="12"
34 %    causality="output"><Real/></Variable>
35 %    <Variable name="ELEVATOR_MASS" valueReference="13"
36 %    causality="output"><Real/></Variable>
37 %    <Variable name="RUDDER_MASS" valueReference="14"
38 %    causality="output"><Real/></Variable>
39 %    <Variable name="TAILBOOM_MASS" valueReference="15"
40 %    causality="output"><Real/></Variable>
41 %    <Variable name="AIRFOIL_ROOT_AREA" valueReference="16"
42 %    causality="output"><Real/></Variable>
43 %  </ModelVariables>
44 %  <ModelStructure>
45 %    <Outputs><Unknown index="12"/></Outputs>
46 %    <Outputs><Unknown index="13"/></Outputs>
47 %    <Outputs><Unknown index="14"/></Outputs>
```

```
48 %           <Outputs><Unknown index="15"/></Outputs>
49 %           <Outputs><Unknown index="16"/></Outputs>
50 %         </ModelStructure>
51 % </fmiModelDescription>
52
53
54
55
56 FinElevator_Airfoil = "NACA 0012";
57 Material_Density = 900; %LW-PLA
58
59 %Read wing airfoil and calculate cross-section area for given chord.%
60 airfoil_coordinates_Wing = readtable(sprintf("D:/.Engenharia Aeronautica/
        Cadeiras/TCC AERO/Computacional/flow5/Airfoils/Geometries/%s.dat",
        Wing_Airfoil));
61 a1 = airfoil_coordinates_Wing.Var1;
62 b1 = airfoil_coordinates_Wing.Var2;
63 AIRFOIL_ROOT_AREA = polyarea(a1,b1) * Wing_RootChord;
64
65 %Integrate airfoil root section area over wing span. Output wing volume and
        mass, considering a given infill percentage and material density.%
66 syms x y
67 m = Wing_SemiSpan/(Wing_RootChord-Wing_TipChord);
68 xmin = y/m;
69 intx = int(AIRFOIL_ROOT_AREA,xmin,Wing_RootChord);
70 Wing_FullVolume = double(2*(int(intx,0,Wing_SemiSpan)));
71 Wing_FDMVolume = Wing_FullVolume * ThinWall_Factor;
72 WING_MASS = 1.05 * Wing_FDMVolume * Material_Density;
73
74 %Same as above, for a empennage.%
75 airfoil_coordinates_FinElevator = readtable(sprintf("D:/.Engenharia
        Aeronautica/Cadeiras/TCC AERO/Computacional/flow5/Airfoils/Geometries/%s.
        dat", FinElevator_Airfoil));
76 a2 = airfoil_coordinates_FinElevator.Var1;
77 b2 = airfoil_coordinates_FinElevator.Var2;
78 RUDDER_MASS = 1.05 * (double((int(int(polyarea(a2,b2) * Fin_RootChord,y/(
        Fin_Span/(Fin_RootChord-Fin_TipChord)),Fin_RootChord),0,Fin_Span))) *
        ThinWall_Factor) * Material_Density;
79 ELEVATOR_MASS = 1.05 * (double((2*int(int(polyarea(a2,b2) *
        Elevator_RootChord,y/(Elevator_SemiSpan/(Elevator_RootChord-
        Elevator_TipChord)),Elevator_RootChord),0,Elevator_SemiSpan))) *
        ThinWall_Factor) * Material_Density;
80
81 %Simple linear equation to calculate tailboom mass.%
82 TAILBOOM_MASS = 0.050 * Tailboom_Length; %0.050Kg per meter of carbon fiber
        tube
```

A.11 Algoritmo - Cálculo de Arrasto da Fuselagem.

```

1 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="fuse_drag" guid="
  signature">
2 %   <ModelVariables>
3
4 %       <Variable name="cruise_speed" valueReference="0"
5 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
6 %       <Variable name="wing_area" valueReference="1"
7 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
8
9 %       <Variable name="EXTRA_DRAG_COEF" valueReference="2"
10 %      causality="output"><Real/></Variable>
11 %      <Variable name="EXTRA_DRAG_AREA" valueReference="3"
12 %      causality="output"><Real/></Variable>
13
14 %   </ModelVariables>
15 %   <ModelStructure>
16 %       <Outputs><Unknown index="2"/></Outputs>
17 %       <Outputs><Unknown index="3"/></Outputs>
18 %   </ModelStructure>
19 % </fmiModelDescription>
20
21 %Fuselage form drag calculation i.a.w Jan Roskam - Airplane Design Part VI (
  Ch. 4.3)%
22
23 fuse_length = 0.6; % (m) %
  Fuselage length.
24 Re = (cruise_speed*(fuse_length))/(1.6*10^-5); % (-) %
  Reynolds number for given fuselage length.
25
26 wing_area_imp = wing_area * 10.76391041671;
27
28 % Define the parameters
29 R_wf = 1.06; % (-) % Wing/
  Fuselage interference factor.
30 C_ffus = 0.0391*Re^(-0.157); % (-) %
  Turbulent flat plate skin-friction coefficient of fuselage.
31 l_f_imp = fuse_length * 3.2808399; % (ft) % Fuselage
  length.
32 S_fus = 0.025; % (m2) % Fuselage
  maximum frontal area. (Roskam Pt. VI Ch. 4 Fig. 4.17)
33 S_fus_imp = S_fus * 10.76391041671; % (ft2)
34 d_f = sqrt((4/pi)*(S_fus_imp)); % (ft2) % Maximum
  fuselage diameter equivalent. (Roskam Pt. VI Ch. 4 Fig. 4.17)
35 EXTRA_DRAG_AREA = 0.23; % (m2) %
  Wetted area of fuselage. (Roskam Pt. VI Ch. 4 Fig. 4.17)
36 S_wetfus_imp = EXTRA_DRAG_AREA * 10.76391041671; % (ft2)
37 S_bfus = 0.0008; % (m2) % Fuselage

```

```
    base area. (Roskam Pt. VI Ch. 4 Fig. 4.17)
38 S_bfus_imp = S_bfus * 10.76391041671;           % (ft2)
39 d_b = sqrt((4/pi)*(S_bfus_imp));               % (ft) % Fuselage
    base diameter. (Roskam Pt. VI Ch. 4 Fig. 4.17)
40
41
42 CD0fusbase = R_wf * C_ffus * (1 + (60 / (l_f_imp/d_f)^3) + 0.0025 * (l_f_imp
    /d_f)) * (S_wetfus_imp/wing_area_imp);
43
44 C_Dbfus = (0.029 * (d_b / d_f)^3) / (sqrt(CD0fusbase * (wing_area_imp /
    S_fus_imp))) * (S_fus_imp / wing_area_imp); % (-) % Fuselage base-drag
    coefficient
45
46 EXTRA_DRAG_COEF = 1.2*(R_wf * C_ffus * (1 + 60 / ((l_f_imp / d_f)^3) +
    0.0025 * (l_f_imp / d_f)) * S_wetfus_imp / wing_area_imp) + C_Dbfus;
```


A.12 Algoritmo - Manipulação de Matriz de Resultado.

```
1 %Matrix manipulation to determine maximum Cl and associated angle of attack,  
   as well as slope of lift/alpha fuction.%  
2  
3 ALPHA_CL_TABLE = ALPHA_CL;  
4 ALPHA_CL_TABLE(1:end,1:4)  
5  
6 CL_MAX = max(ALPHA_CL_TABLE(1:end,2:2)) + 0.4;  
7 ALPHA_MAX = max(ALPHA_CL_TABLE(1:end,1:1));  
8 pfit = polyfit(ALPHA_CL_TABLE(1:end,1:1),ALPHA_CL_TABLE(1:end,2:2),1);  
9 LIFT_SLOPE = rad2deg(atan(pfit(1)));
```

A.13 Algoritmo - Cálculo Estrutural.

```

1 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="wingloading" guid="
    signature">
2 %     <ModelVariables>
3
4 %         <Variable name="LIFT_SLOPE" valueReference="0"
5 %         causality="parameter"><Real/></Variable>
6 %         <Variable name="WING_ROOT_BENDING_MOMENT" valueReference="1"
7 %         causality="parameter"><Real/></Variable>
8 %         <Variable name="WING_AREA" valueReference="2"
9 %         causality="parameter"><Real/></Variable>
10 %        <Variable name="WING_ROOT_CHORD" valueReference="3"
11 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
12 %        <Variable name="TAPER_RATIO" valueReference="4"
13 %        causality="parameter"><Real/></Variable>
14
15 %        <Variable name="SPEED_DIVERGENCE" valueReference="5"
16 %        causality="output"><Real/></Variable>
17 %        <Variable name="WING_ROOT_BENDING_STRESS" valueReference="6"
18 %        causality="output"><Real/></Variable>
19
20 %     </ModelVariables>
21 %     <ModelStructure>
22 %         <Outputs><Unknown index="5"/></Outputs>
23 %         <Outputs><Unknown index="6"/></Outputs>
24 %     </ModelStructure>
25 % </fmiModelDescription>
26
27 %Calculation of ultimate bending stress due to given main spar diameter.
    Additionally, calculation of divergence speed due to wing geometry.%
28
29 SPAR_OUTER_D = 0.005;
30 SPAR_INNER_D = 0.004;
31 SPAR_BENDING_INERTIA = ((pi/4)*((SPAR_OUTER_D^4)-(SPAR_INNER_D^4)));
32
33 MAC = WING_ROOT_CHORD * 2/3 * (( 1 + TAPER_RATIO + TAPER_RATIO^2 ) / ( 1 +
    TAPER_RATIO ));
34 K = ((300*10^6) / (2 * (1 + 0.35))) * (0.01 * ((pi/4) * (MAC/2) * ((0.1*MAC
    /2)^3) + (pi/4) * ((MAC/2)^3) * (0.1*MAC/2))); % Wing Torsional
    Stiffness
35 ec = 0.125; % Flexural Center to AC distance as chord percentage
36
37
38 WING_ROOT_BENDING_STRESS = ((WING_ROOT_BENDING_MOMENT * SPAR_OUTER_D) /
    SPAR_BENDING_INERTIA) * 0.000001; % Bending Stress (MPa)
39
40 SPEED_DIVERGENCE = (sqrt((pi^2 * K) / (2 * 1.225 * ec^2 * WING_AREA^2 *
    LIFT_SLOPE)))/1.5;

```

A.14 Algoritmo - Cálculo de Desempenho.

```
1 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="performance" guid="
  signature">
2 %   <ModelVariables>
3
4
5 %   <Variable name="Wing_Area" valueReference="0"
6 %   causality="parameter"><Real/></Variable>
7
8 %   <Variable name="CL_CD" valueReference="1"
9 %   causality="parameter"><Real/></Variable>
10 %  <Variable name="Mass" valueReference="2"
11 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
12 %  <Variable name="Equilibrium_Velocity" valueReference="3"
13 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
14
15 %  <Variable name="voltage_batt" valueReference="4"
16 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
17 %  <Variable name="capacity_batt" valueReference="5"
18 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
19 %  <Variable name="mass_batt" valueReference="6"
20 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
21
22 %  <Variable name="P_CRUISE" valueReference="7"
23 %  causality="output"><Real/></Variable>
24 %  <Variable name="CRUISE_RANGE" valueReference="8"
25 %  causality="output"><Real/></Variable>
26 %  <Variable name="CRUISE_ENDURANCE" valueReference="9"
27 %  causality="output"><Real/></Variable>
28 %  <Variable name="SPEED_STALL" valueReference="10"
29 %  causality="output"><Real/></Variable>
30 %  <Variable name="SPEED_TAKEOFF" valueReference="11"
31 %  causality="output"><Real/></Variable>
32 %  <Variable name="SPEED_LANDING" valueReference="12"
33 %  causality="output"><Real/></Variable>
34 %  <Variable name="CL_MAX" valueReference="13"
35 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
36 %  <Variable name="STALL_MARGIN" valueReference="14"
37 %  causality="output"><Real/></Variable>
38
39 %  <Variable name="RATE_CLIMB" valueReference="15"
40 %  causality="output"><Real/></Variable>
41 %  <Variable name="DISTANCE_LANDING" valueReference="16"
42 %  causality="output"><Real/></Variable>
43
44 %  <Variable name="aspect_ratio" valueReference="17"
45 %  causality="parameter"><Real/></Variable>
46 %  <Variable name="D_CM0" valueReference="18"
```

```

47 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
48 %      <Variable name="CL_CMO" valueReference="19"
49 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
50 %      <Variable name="CD_CMO" valueReference="20"
51 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
52 %      <Variable name="CRUISE_HEIGHT" valueReference="21"
53 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
54 %      <Variable name="TIME_LOITER" valueReference="22"
55 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
56
57 %      <Variable name="ANGLE_GLIDE" valueReference="23"
58 %      causality="output"><Real/></Variable>
59 %      <Variable name="RATE_DESCENT" valueReference="24"
60 %      causality="output"><Real/></Variable>
61
62 %      </ModelVariables>
63 %      <ModelStructure>
64 %          <Outputs><Unknown index="7"/></Outputs>
65 %          <Outputs><Unknown index="8"/></Outputs>
66 %          <Outputs><Unknown index="9"/></Outputs>
67 %          <Outputs><Unknown index="10"/></Outputs>
68 %          <Outputs><Unknown index="11"/></Outputs>
69 %          <Outputs><Unknown index="12"/></Outputs>
70 %          <Outputs><Unknown index="14"/></Outputs>
71 %          <Outputs><Unknown index="15"/></Outputs>
72 %          <Outputs><Unknown index="16"/></Outputs>
73 %          <Outputs><Unknown index="23"/></Outputs>
74 %          <Outputs><Unknown index="24"/></Outputs>
75 %      </ModelStructure>
76 % </fmiModelDescription>
77
78
79 THRUST_MAX = 4116; % Thrust of T-Motor AT3520 Long Shaft KV550 with 14x7
      Propellers @ 100% (grams)
80 THRUST_CRUISE = 1.5 * D_CMO / 9.81 * 1000; % (grams)
81 GROUND_DECEL = 5; % Average deceleration for the ground run.
82
83
84 batt_usable = 0.8;
85 prop_eff = 0.8;
86 motor_eff = 0.85;
87 esc_eff = 0.9;
88 sys_eff = prop_eff * motor_eff * esc_eff;
89
90 % ----- %
91
92 SPEED_STALL = sqrt((2*Mass*9.81)/(1.225*Wing_Area*CL_MAX));
93
94 SPEED_TAKEOFF = 1.1 * SPEED_STALL;
95

```

```
96 SPEED_CLIMB = 10;
97
98 SPEED_LANDING = 1.3 * SPEED_STALL;
99
100 STALL_MARGIN = (SPEED_STALL/Equilibrium_Velocity) * 100; % Percentage of
    cruise speed, stall.
101
102 RATE_CLIMB = ((THRUST_MAX/100-(1.5*D_CMO))*SPEED_CLIMB)/(Mass*9.81); %Rate
    of climb in m/s.
103
104 ANGLE_GLIDE = rad2deg(atan(-1/CL_CD));
105
106 RATE_DESCENT = ( ((Mass*9.81)/Wing_Area) * (2/1.225) * ((1.5*CD_CMO^2)/(
    CL_CMO^(3/2))) * (cos(deg2rad(ANGLE_GLIDE)))^3 )^0.5;
107
108 DISTANCE_LANDING = (0.9*SPEED_LANDING)^2 / (2*GROUND_DECEL);
109
110
111
112 % BATTERY MISSION PROFILE %
113
114 P_CLB = (4*10^-5)*THRUST_MAX^2 + 0.0852*THRUST_MAX + 1.1; % Constant current
    during TO and CLIMB to CRUISE HEIGHT.
115 TIME_CLIMB = 1.5 * (CRUISE_HEIGHT/RATE_CLIMB); % Time taken between TO and
    CRUISE HEIGHT.
116
117 P_DESCENT = (1.1 + 1.5) * 10.8; % Idle current + electronics.
118 TIME_DESCENT = CRUISE_HEIGHT/RATE_DESCENT; % Time between LOITER and LANDING
    . Glide.
119
120 P_CRUISE = (4*10^-5)*THRUST_CRUISE^2 + 0.0852*THRUST_CRUISE + 1.1;
121
122 CAPACITY_CRUISE = (batt_usable*capacity_batt) - (P_CLB*(TIME_CLIMB/3600)) -
    (P_DESCENT*(TIME_DESCENT/3600)) - (0.1*capacity_batt);
123
124 CRUISE_ENDURANCE = (sys_eff * CAPACITY_CRUISE/P_CRUISE * 60)/1.5; % Cruise
    Endurance (min)
125
126 CRUISE_RANGE = Equilibrium_Velocity * CRUISE_ENDURANCE * 60 / 1000; % Cruise
    Range (Km)
```

A.15 Algoritmo - Cálculo de Custo.

```
1 % <fmiModelDescription fmiVersion="2.1" modelName="Weight" guid="signature">
2 %   <ModelVariables>
3
4 %       <Variable name="Wing_Mass" valueReference="0"
5 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
6 %       <Variable name="Elevator_Mass" valueReference="1"
7 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
8 %       <Variable name="Fin_Mass" valueReference="2"
9 %       causality="parameter"><Real/></Variable>
10 %      <Variable name="Fuselage_Mass" valueReference="3"
11 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
12 %      <Variable name="capacity_batt" valueReference="4"
13 %      causality="parameter"><Real/></Variable>
14
15 %      <Variable name="PRINTED_COST" valueReference="5"
16 %      causality="output"><Real/></Variable>
17 %      <Variable name="TOTAL_COST" valueReference="6"
18 %      causality="output"><Real/></Variable>
19 %    </ModelVariables>
20 %    <ModelStructure>
21 %      <Outputs><Unknown index="5"/></Outputs>
22 %      <Outputs><Unknown index="6"/></Outputs>
23 %    </ModelStructure>
24 % </fmiModelDescription>
25
26
27 % Wing_Mass = 0.2;
28 % Elevator_Mass = 0.05;
29 % Fin_Mass = 0.03;
30 % Fuselage_Mass = 0.5;
31
32
33 PRINTED_COST = (Wing_Mass + Elevator_Mass + Fin_Mass + Fuselage_Mass) * 30;
34   %Price per Kg of LW-PLA
35 battery_cost = (capacity_batt/18) * 6;
36 motor_cost = 20.0;
37 servo_cost = 20.0;
38 esc_cost = 16.25;
39 propeller_cost = 7.73 + 7.02;
40
41 TOTAL_COST = PRINTED_COST + battery_cost + motor_cost + servo_cost +
42   esc_cost + propeller_cost;
```

A.16 Ficheiro de Entrada (flow5) - Definição da Aeronave.

```
1 <?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
2 <!DOCTYPE flow5>
3 <xflplane version="1.0">
4   <!--For convenience, all field names are case-insensitive, as an
5   exception to the standard xml specification-->
6   <!--Where applicable, default values will be used for all undefined
7   fields-->
8   <Units>
9     <length_unit_to_meter>1</length_unit_to_meter>
10    <area_unit_to_m2>1</area_unit_to_m2>
11    <mass_unit_to_kg>1</mass_unit_to_kg>
12    <speed_unit_to_ms>1</speed_unit_to_ms>
13    <inertia_unit_to_kgm2>1</inertia_unit_to_kgm2>
14  </Units>
15  <Plane>
16    <Name>ParametricGlider</Name>
17    <The_Style>
18      <!--Available style options are: SOLID, DASH, DOT, DASHDOT,
19      DASHDOTDOT, NOLINE-->
20      <Stipple>SOLID</Stipple>
21      <!--Available symbol options are NOSYMBOL, LITTLECIRCLE,
22      LITTLECIRCLEFILLED, BIGCIRCLE, BIGCIRCLEFILLED, LITTLESQUARE,
23      LITTLESQUAREFILLED, BIGSQUARE, BIGSQUAREFILLED, TRIANGLE, TRIANGLE_INV,
24      TRIANGLEFILLED, TRIANGLEFILLED_INV, LITTLECROSS, BIGCROSS-->
25      <PointStyle>NOSYMBOL</PointStyle>
26      <Width>2</Width>
27      <Color>
28        <red>160</red>
29        <green>160</green>
30        <blue>164</blue>
31        <alpha>255</alpha>
32      </Color>
33    </The_Style>
34    <Inertia>
35      <Point_Mass>
36        <Tag>LH_WING_PIN</Tag>
37        <Mass> 0.030</Mass>
38        <coordinates> 0.1, -0.132, 0</
39 coordinates>
40      </Point_Mass>
41      <Point_Mass>
42        <Tag>RH_WING_PIN</Tag>
43        <Mass> 0.030</Mass>
44        <coordinates> 0.1, 0.132, 0</
45 coordinates>
46      </Point_Mass>
47    </Inertia>
48  </Plane>
49 </xflplane>
```

```
40         <Tag>LH_AILERON_SERVO</Tag>
41         <Mass> 0.028</Mass>
42         <coordinates> 0.08, -0.65, 0.04</
coordinates>
43         </Point_Mass>
44         <Point_Mass>
45         <Tag>RH_AILERON_SERVO</Tag>
46         <Mass> 0.028</Mass>
47         <coordinates> 0.08, 0.65, 0.04</
coordinates>
48         </Point_Mass>
49         <Point_Mass>
50         <Tag>TAILBOOM_FWD_PIN</Tag>
51         <Mass> 0.030</Mass>
52         <coordinates> 0.3, 0, 0.01</
coordinates>
53         </Point_Mass>
54         <Point_Mass>
55         <Tag>TAILBOOM_AFT_PIN</Tag>
56         <Mass> 0.030</Mass>
57         <coordinates> 0.8, 0, 0.01</
coordinates>
58         </Point_Mass>
59         <Point_Mass>
60         <Tag>RUDDER_SERVO</Tag>
61         <Mass> 0.028</Mass>
62         <coordinates> 0.81, 0, 0.015</
coordinates>
63         </Point_Mass>
64         <Point_Mass>
65         <Tag>ELEVATOR_SERVO</Tag>
66         <Mass> 0.028</Mass>
67         <coordinates> 0.81, 0, 0.015</
coordinates>
68         </Point_Mass>
69         <Point_Mass>
70         <Tag>TAILBOOM</Tag>
71         <Mass> 0.050</Mass>
72         <coordinates> 0.55, 0, 0.015</
coordinates>
73         </Point_Mass>
74         <Point_Mass>
75         <Tag>BATTERY</Tag>
76         <Mass> 0.600</Mass>
77         <coordinates> -0.14, 0, 0</
coordinates>
78         </Point_Mass>
79         <Point_Mass>
80         <Tag>MOTOR</Tag>
81         <Mass> 0.060</Mass>
```



```

82         <coordinates>         -0.26,           0,           0</
coordinates>
83         </Point_Mass>
84         <Point_Mass>
85         <Tag>FLIGHT_CONTROLLER</Tag>
86         <Mass> 0.030</Mass>
87         <coordinates>         0.1,           -0.05,       0.01</
coordinates>
88         </Point_Mass>
89         <Point_Mass>
90         <Tag>ESC</Tag>
91         <Mass> 0.055</Mass>
92         <coordinates>         0,           -0.05,       0</
coordinates>
93         </Point_Mass>
94         <Point_Mass>
95         <Tag>VTX</Tag>
96         <Mass> 0.009</Mass>
97         <coordinates>         0.08,          -0.01,       0.04</
coordinates>
98         </Point_Mass>
99         <Point_Mass>
100        <Tag>RX</Tag>
101        <Mass> 0.001</Mass>
102        <coordinates>         0.095,          -0.01,       0.04</
coordinates>
103        </Point_Mass>
104        <Point_Mass>
105        <Tag>RX_ANTENNA</Tag>
106        <Mass> 0.004</Mass>
107        <coordinates>         0.25,           0,          -0.05</
coordinates>
108        </Point_Mass>
109        <Point_Mass>
110        <Tag>GPS</Tag>
111        <Mass> 0.007</Mass>
112        <coordinates>         0.15,           0,           0.1</
coordinates>
113        </Point_Mass>
114        <Point_Mass>
115        <Tag>VTX_ANTENNA</Tag>
116        <Mass> 0.007</Mass>
117        <coordinates>         0.1,           0.02,       0.15</
coordinates>
118        </Point_Mass>
119        <Point_Mass>
120        <Tag>FPV_CAMERA</Tag>
121        <Mass> 0.006</Mass>
122        <coordinates>         -0.25,          0,           0.05</
coordinates>

```

```

123     </Point_Mass>
124     <Point_Mass>
125         <Tag>LDG_GEAR</Tag>
126         <Mass> 0.010</Mass>
127         <coordinates> 0, 0, -0.05</
coordinates>
128     </Point_Mass>
129     <Point_Mass>
130         <Tag>LW-PLA_FUSELAGE+PAYLOAD</Tag>
131         <Mass> 0.400</Mass>
132         <coordinates> 0, 0, 0</
coordinates>
133     </Point_Mass>
134     <Point_Mass>
135         <Tag>PROP_ASSY</Tag>
136         <Mass> 0.025</Mass>
137         <coordinates> -0.3, 0, 0</
coordinates>
138     </Point_Mass>
139     <Point_Mass>
140         <Tag>TRIM_LEAD</Tag>
141         <Mass> 0.150</Mass>
142         <coordinates> -0.25, 0, 0</
coordinates>
143     </Point_Mass>
144     </Inertia>
145     <wing>
146         <Name>Main wing</Name>
147         <!-- Available options are MAINWING, SECONDWING, ELEVATOR, FIN,
OTHERWING-->
148         <Type>MAINWING</Type>
149         <Color>
150             <red>161</red>
151             <green>176</green>
152             <blue>201</blue>
153             <alpha>255</alpha>
154         </Color>
155         <Description></Description>
156         <Position> 0, 0, 0</Position>
157         <!--The field Tip_strips specifies the number of horizontal
panel strips at the tips.-->
158         <Tip_Strips>3</Tip_Strips>
159         <Rx_angle> 0.000</Rx_angle>
160         <Ry_angle> 5.000</Ry_angle>
161         <symmetric>true</symmetric>
162         <Two_Sided>true</Two_Sided>
163         <!--If the field AUTOINERTIA is set to TRUE, the fields COG and
COG_I** will be ignored-->
164         <AutoInertia>true</AutoInertia>
165     </Inertia>

```

```
166         <Mass>      0.30000</Mass>
167         <CoG>0.08492, 8.6878e-18, -0.003342</CoG>
168         <CoG_Ixx>   0.039111</CoG_Ixx>
169         <CoG_Iyy>   0.00050227</CoG_Iyy>
170         <CoG_Izz>   0.039607</CoG_Izz>
171         <CoG_Ixz>  -3.8523e-05</CoG_Ixz>
172     </Inertia>
173     <Sections>
174         <Section>
175             <y_position> 0.000</y_position>
176             <Chord> 0.225</Chord>
177             <xOffset> 0.000</xOffset>
178             <Dihedral> 0.000</Dihedral>
179             <Twist> 0.000</Twist>
180             <x_number_of_panels>20</x_number_of_panels>
181             <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
182             <y_number_of_panels>20</y_number_of_panels>
183             <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
184             <Left_Side_FoilName>SD8040</Left_Side_FoilName>
185             <Right_Side_FoilName>SD8040</Right_Side_FoilName>
186         </Section>
187         <Section>
188             <y_position> 0.800</y_position>
189             <Chord> 0.091</Chord>
190             <xOffset> 0.038</xOffset>
191             <Dihedral> 27.230</Dihedral>
192             <Twist> -3.000</Twist>
193             <x_number_of_panels>20</x_number_of_panels>
194             <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
195             <y_number_of_panels>20</y_number_of_panels>
196             <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
197             <Left_Side_FoilName>SD8040</Left_Side_FoilName>
198             <Right_Side_FoilName>SD8040</Right_Side_FoilName>
199         </Section>
200         <Section>
201             <y_position> 0.800</y_position>
202             <Chord> 0.017</Chord>
203             <xOffset> 0.057</xOffset>
204             <Dihedral> 50.000</Dihedral>
205             <Twist> 0.000</Twist>
206             <x_number_of_panels>20</x_number_of_panels>
207             <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
208             <y_number_of_panels>20</y_number_of_panels>
209             <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
210             <Left_Side_FoilName>NACA 0009</Left_Side_FoilName>
211             <Right_Side_FoilName>NACA 0009</Right_Side_FoilName>
212         </Section>
213     </Sections>
214 </wing>
215 <wing>
```

```

216     <Name>Elevator</Name>
217     <!-- Available options are MAINWING, SECONDWING, ELEVATOR, FIN,
OTHERWING -->
218     <Type>ELEVATOR</Type>
219     <Color>
220         <red>169</red>
221         <green>127</green>
222         <blue>158</blue>
223         <alpha>255</alpha>
224     </Color>
225     <Description></Description>
226     <Position>      0.9544,          0,          0.02588</Position>
227     <!-- The field Tip_strips specifies the number of horizontal
panel strips at the tips. -->
228     <Tip_Strips>3</Tip_Strips>
229     <Rx_angle>  0.000</Rx_angle>
230     <Ry_angle>  0.000</Ry_angle>
231     <symmetric>>true</symmetric>
232     <Two_Sided>>true</Two_Sided>
233     <!-- If the field AUTOINERTIA is set to TRUE, the fields COG and
COG_I** will be ignored -->
234     <AutoInertia>>true</AutoInertia>
235     <Inertia>
236         <Mass>      0.07000</Mass>
237         <CoG>0.041336, 2.6878e-17, -0.0067465</CoG>
238         <CoG_Ixx>  0.0014368</CoG_Ixx>
239         <CoG_Iyy>  2.713e-05</CoG_Iyy>
240         <CoG_Izz>  0.0014609</CoG_Izz>
241         <CoG_Ixz>  1.852e-07</CoG_Ixz>
242     </Inertia>
243     <Sections>
244         <Section>
245             <y_position>  0.000</y_position>
246             <Chord>  0.100</Chord>
247             <xOffset>  0.000</xOffset>
248             <Dihedral> -3.281</Dihedral>
249             <Twist>  0.000</Twist>
250             <x_number_of_panels>15</x_number_of_panels>
251             <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
252             <y_number_of_panels>15</y_number_of_panels>
253             <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
254             <Left_Side_FoilName>NACA 0009</Left_Side_FoilName>
255             <Right_Side_FoilName>NACA 0009</Right_Side_FoilName>
256         </Section>
257         <Section>
258             <y_position>  0.300</y_position>
259             <Chord>  0.050</Chord>
260             <xOffset>  0.019</xOffset>
261             <Dihedral>  0.000</Dihedral>
262             <Twist>  0.000</Twist>

```

```

263         <x_number_of_panels>15</x_number_of_panels>
264         <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
265         <y_number_of_panels>15</y_number_of_panels>
266         <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
267         <Left_Side_FoilName>NACA 0009</Left_Side_FoilName>
268         <Right_Side_FoilName>NACA 0009</Right_Side_FoilName>
269     </Section>
270 </Sections>
271 </wing>
272 <wing>
273     <Name>Fin</Name>
274     <!-- Available options are MAINWING, SECONDWING, ELEVATOR, FIN,
OTHERWING-->
275     <Type>FIN</Type>
276     <Color>
277         <red>147</red>
278         <green>170</green>
279         <blue>151</blue>
280         <alpha>255</alpha>
281     </Color>
282     <Description></Description>
283     <Position> 0.9453, 0, 0</Position>
284     <!-- The field Tip_strips specifies the number of horizontal
panel strips at the tips.-->
285     <Tip_Strips>3</Tip_Strips>
286     <Rx_angle>-90.000</Rx_angle>
287     <Ry_angle> 0.000</Ry_angle>
288     <symmetric>>true</symmetric>
289     <Two_Sided>>false</Two_Sided>
290     <!-- If the field AUTOINERTIA is set to TRUE, the fields COG and
COG_I** will be ignored-->
291     <AutoInertia>>true</AutoInertia>
292     <Inertia>
293         <Mass> 0.03000</Mass>
294         <CoG>0.069123, 6.2415e-08, 0.074825</CoG>
295         <CoG_Ixx> 7.4909e-05</CoG_Ixx>
296         <CoG_Iyy> 9.6418e-05</CoG_Iyy>
297         <CoG_Izz> 2.1509e-05</CoG_Izz>
298         <CoG_Ixz> 1.7722e-05</CoG_Ixz>
299     </Inertia>
300 </Sections>
301 <Section>
302     <y_position> 0.000</y_position>
303     <Chord> 0.122</Chord>
304     <xOffset> 0.000</xOffset>
305     <Dihedral> 0.000</Dihedral>
306     <Twist> 0.000</Twist>
307     <x_number_of_panels>15</x_number_of_panels>
308     <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
309     <y_number_of_panels>15</y_number_of_panels>

```

```
310         <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
311         <Left_Side_FoilName>NACA 0012</Left_Side_FoilName>
312         <Right_Side_FoilName>NACA 0012</Right_Side_FoilName>
313     </Section>
314     <Section>
315         <y_position> 0.179</y_position>
316         <Chord> 0.073</Chord>
317         <xOffset> 0.063</xOffset>
318         <Dihedral> 0.000</Dihedral>
319         <Twist> 0.000</Twist>
320         <x_number_of_panels>15</x_number_of_panels>
321         <x_panel_distribution>COSINE</x_panel_distribution>
322         <y_number_of_panels>15</y_number_of_panels>
323         <y_panel_distribution>INV_EXP</y_panel_distribution>
324         <Left_Side_FoilName>NACA 0012</Left_Side_FoilName>
325         <Right_Side_FoilName>NACA 0012</Right_Side_FoilName>
326     </Section>
327 </Sections>
328 </wing>
329 </Plane>
330 </xflplane>
```

A.17 Ficheiro de Entrada (flow5) - Definição da Análise.

```
1 <?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
2 <!DOCTYPE XFL_SCRIPT>
3 <xflscript version="1.0">
4     <!-- For convenience, all field names are case-insensitive, as an
5     exception to the standard xml specification -->
6     <!-- Where applicable, default values will be used for all undefined
7     fields -->
8     <!-- Wherever a field requires more than one value, values should be
9     separated by commas (',''); whitespaces are ignored -->
10    <!-- Specified file names should NOT have leading and trailing
11    whitespaces -->
12    <Metadata>
13        <!-- Set this field to true to save all results to a target binary .
14        fl5 file; default is true -->
15        <Make_project_file>true</Make_project_file>
16
17        <!-- uncomment the next line to set a project name; otherwise the
18        default name will be flow5_hhmmss.fl5 -->
19        <project_file_name>ParametricGlider.fl5</project_file_name>
20
21        <!-- The project file provided in the following line will be pre-
22        loaded before the script's execution.
23        Specify either an absolute path, or a path relative to the directory
24        of project files specified in the Directories section.
25        Should not be the same as the target project file name to avoid data
26        overwrite. -->
27        <load_project_file>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\TCC AERO\
28        Computacional\flow5\Projects\ParametricGlider\ParametricGlider.fl5</
29        load_project_file>
30
31        <!-- set this field either to TXT or CSV -->
32        <Polar_text_output_format>CSV</Polar_text_output_format>
33        <Directories>
34            <!-- The directory where the project file (.fl5) and all output
35            files will be created;
36            If undefined, the output directory will be the user's home
37            directory -->
38            <output_dir>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\TCC AERO\
39            Computacional\flow5\Projects\ParametricGlider\XML_Output</output_dir>
40
41            <!-- The default directory where the xml plane definition files
42            will be looked for -->
43            <plane_definition_xml_dir>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\
44            TCC AERO\Computacional\flow5\Projects\ParametricGlider\XML_Scripts\planes
45            </plane_definition_xml_dir>
46
47            <!-- The default directory where the xml plane analysis files
```

```
will be looked for -->
31     <plane_analysis_xml_dir>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\TCC
AERO\Computacional\flow5\Projects\ParametricGlider\XML_Scripts\
analyses_3d</plane_analysis_xml_dir>
32
33     <!-- The default directory where the foil geometry files (.dat)
will be looked for -->
34     <foil_files_dir>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\TCC AERO\
Computacional\flow5\Airfoils\Geometries</foil_files_dir>
35
36     <!-- The default directory where the foil polar files (.plr)
will be looked for -->
37     <foil_polars_dir>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\TCC AERO\
Computacional\flow5\Airfoils\Polars\PLR</foil_polars_dir>
38
39     <!-- The default directory where the Xfoil polar files (.txt)
will be looked for.
40     All files will be loaded. The polars which cannot be linked to a
foil, e.g. because the foil name
41     does not exist, will be discarded -->
42     <xfoil_polars_dir>D:\.Engenharia Aeronautica\Cadeiras\TCC AERO\
Computacional\flow5\Airfoils\Polars\TXT</xfoil_polars_dir>
43
44     <!-- This parameter defines whether the directories containing
the plane and analysis xml files
45     should be scanned recursively, i.e. including subdirs, or not.
46     The foils and polar directories will always be scanned
recursively -->
47     <recursive_scan>>true</recursive_scan>
48     </Directories>
49
50     <!-- Multithreading options -->
51     <MultiThreading>
52         <Allow_Multithreading>true</Allow_Multithreading>
53         <!-- Define the thread priority for non-Linux systems
54         Idle:          scheduled only when no other threads are running.
55         Lowest:       scheduled less often than LowPriority.
56         Low:          scheduled less often than NormalPriority.
57         Normal:       the default priority of the operating system.
58         High:         scheduled more often than NormalPriority.
59         Highest:      scheduled more often than HighPriority.
60         TimeCritical: scheduled as often as possible. -->
61         <Thread_Priority>Normal</Thread_Priority>
62         <!-- Define the max number of threads for the analysis; default
is one -->
63         <Max_threads>16</Max_threads>
64     </MultiThreading>
65     <!-- define whether the panel analysis should be run in double
precision (recommended) or not;
66     single precision requires less RAM but may lead to slight numerical
```



```

instabiities -->
67     <Double_Precision>true</Double_Precision>
68 </Metadata>
69
70 <Plane_Analysis>
71     <Plane_Analysis_Output>
72         <!-- Set this field to true if the plane operating points are to
73         be stored in the project file. -->
74         <make_oppoints>true</make_oppoints>
75         <!-- Set this field to true if the plane operating points are to
76         be exported as csv files.
77         Requires that the previous field is set to ue.-->
78         <make_oppoints_text_file>true</make_oppoints_text_file>
79         <!-- Set this field to true to export the panel data to the text
80         file; default is false -->
81         <export_oppoint_Cp>>false</export_oppoint_Cp>
82         <!-- Set this field to true to output one text or csv file for
83         each plane polar -->
84         <make_polars_text_file>true</make_polars_text_file>
85     </Plane_Analysis_Output>
86
87 <Foil_Dat_Files>
88     <!-- The foil (.dat) files in text format to load prior to the
89     plane analysis.
90     Specify either the absolute path, or the path relative to
91     foil_files_dir provided in the Directories section.
92     If the recursive option has been set in the field recursive_scan
93     , only the file name is required
94     Make sure that the foil names defined in the .dat files match
95     exactly the ones specified in the plane definition files-->
96     <Foil_File_Name>NACA 0009.dat</Foil_File_Name>
97     <Foil_File_Name>NACA 0012.dat</Foil_File_Name>
98     <Foil_File_Name>NACA 6412.dat</Foil_File_Name>
99     <Foil_File_Name>CLARK_Y.dat</Foil_File_Name>
100    <Foil_File_Name>SD8040.dat</Foil_File_Name>
101    <Foil_File_Name>SD8040 - 15Up.dat</Foil_File_Name>
102    <Foil_File_Name>SD8040 - 15Down.dat</Foil_File_Name>
103    <Foil_File_Name>SD8040 - 12Up.dat</Foil_File_Name>
104    <Foil_File_Name>SD8040 - 12Down.dat</Foil_File_Name>
105    </Foil_Dat_Files>
106
107 <Foil_Polar_Files>
108     <!-- The polar (.plr) files to load prior to the plane analysis.
109     Specify either the absolute path, or the path relative to the
110     directory of polar files provided in the Project section.
111     Make sure that the foil names defined in the .plr files match
112     the ones specified in the plane definition files-->
113     <Polar_File_Name>NACA 0009.plr</Polar_File_Name>
114     <Polar_File_Name>NACA 0012.plr</Polar_File_Name>
115     <Polar_File_Name>NACA 6412.plr</Polar_File_Name>

```

```

116 <Polar_File_Name>CLARK_Y.plr</Polar_File_Name>
117 <Polar_File_Name>SD8040.plr</Polar_File_Name>
118 <Polar_File_Name>SD8040 - 15Up.plr</Polar_File_Name>
119 <Polar_File_Name>SD8040 - 15Down.plr</Polar_File_Name>
120 <Polar_File_Name>SD8040 - 12Up.plr</Polar_File_Name>
121 <Polar_File_Name>SD8040 - 12Down.plr</Polar_File_Name>
122
123 </Foil_Polar_Files>
124
125 <Plane_Definition_Files>
126 <!-- Set this field to true if all files in the directory "
plane_definition_xml_dir" should be loaded, and
127 to false if only the files explicitly specified in this section
should be loaded; default is false -->
128 <Process_All_Files>>false</Process_All_Files>
129 <!-- Uncomment the following field to specify which XML plane
files to load -->
130 <Plane_File_Name>ParametricGlider.xml</Plane_File_Name>
131 </Plane_Definition_Files>
132
133 <Plane_Analysis_Files>
134 <!-- Set this field to true if all the files in the directory "
plane_analysis_xml_dir" should be loaded,
135 and to false if only the files specified in this section should
be loaded; default is false -->
136 <Process_All_Files>>true</Process_All_Files>
137
138 <!-- Predefined XML analysis files to load;
If the plane's name is defined in the analysis file, the
139 analysis will be built for this specific plane;
If the plane's name was left blank in the analysis file, a copy
of this analysis will be built for each plane object;
140 Specify either the absolute path or a path relative to the
directory of plane analysis defined in the Directories section; -->
141 <!--<Analysis_File_Name>T1-15_0 m_s-VLM2.xml</Analysis_File_Name>-->
142 <!--<Analysis_File_Name>T2-TriUniform-ThickSurf.xml</
Analysis_File_Name>-->
143 <!--<Analysis_File_Name>T6_1-TriUniform-ThinSurf-alpha(0_00,1_00)
.xml</Analysis_File_Name-->
144 <!-- All valid (Plane, Analysis) pairs will be processed -->
145 </Plane_Analysis_Files>
146
147 <Plane_Analysis_Data>
148
149 <!-- These range of control parameters are used depending on the
type of analysis -->
150 <!-- Any number of ranges can be specified for each type of
analysis -->
151 <!-- Duplicate operating point requests will be discarded -->

```

```
144     <!-- min, max, increment -->
145
146     <!-- for Type 1, 2 analyses -->
147     <T12_Range>-10.0, 20.0, 1</T12_Range>
148
149
150     <!-- for Type 3 analyses -->
151     <T3_Range>0.0, 0.0, 0.0</T3_Range>
152     <T3_Range>0.0, 0.0, 0.0</T3_Range>
153
154     <!-- for Type 5 sideslip analyses-->
155     <T5_Range>0.0, 0.0, 0.0</T5_Range>
156
157     <!-- for Type 6 control analyses-->
158     <T6_Range>0.0, 0.0, 0.</T6_Range>
159
160     <!-- for Type 7 stability analyses-->
161     <T7_Range>0.0, 0.0, 0.0</T7_Range>
162
163     <!-- for Type 8 analyses: alpha, beta, Vinf -->
164     <!-- Note: speed unit is m/s -->
165     <T8_Range>0.0, 0.0, 0.0</T8_Range>
166     <T8_Range>0.0, 0.0, 0.0</T8_Range>
167     <T8_Range>0.0, 0.0, 0.0</T8_Range>
168     <T8_Range>0.0, 0.0, 0.0</T8_Range>
169
170     <!-- for Type 6 control analyses, the following section provides
171     the settings for the viscous loop -->
172     <Viscous_Loop>
173         <Enable>true</Enable>
174         <Init_Virtual_Twist>>false</Init_Virtual_Twist>
175         <Relax_Factor> 0.5 </Relax_Factor>
176         <Alpha_Precision>0.01</Alpha_Precision>
177         <Max_Iterations>30</Max_Iterations>
178     </Viscous_Loop>
179
180     </Plane_Analysis_Data>
181 </Plane_Analysis>
182 </xflscript>
```

A.18 Variáveis de Entrada e Saída da configuração 0838.

Design Data Info	
ID	0838
Project Name	REFINE_VD_R1 - psOPT.pj
modeFRONTIER Version	modeFRONTIER.2023R1
modeFRONTIER Version number	10.10.0.620230317
modeFRONTIER Home	C:\Program Files-ESTECO\modeFRONTIER.2023R1
Date	Thu Oct 19 09:56:00 BST 2023

Input Variables	
Name	Value
ELEVATOR_ROOT_CHORD	+1.515625000E-001
ELEVATOR_HEIGHT	+0.000000000E000
TRM_LEAD_NOSE_MASS	+2.460917500E-002
BATTERY_VOLTAGE	+1.680000000E001
RUDDER_SPAN	+3.000000000E-001
BATTERY_CAPACITY	+1.620000000E002
WING_DIHEDRAL	+1.914062500E000
RUDDER_TIP_CHORD	+1.1054687500E-001
WING_TIP_CHORD	+2.562500000E-001
ELEVATOR_TIP_CHORD	+1.0058593750E-001
WINGTIP_TIP_CHORD	+0.000000000E000
ELEVATOR_SEMI_SPAN	+3.406250000E-001
WING_SEMI_SPAN	+1.500000000E000
WINGTIP_OFFSET_SWEEP	+0.000000000E000
BATTERY_MASS	+6.400000000E-001
TRM_LEAD_NOSE_XPOS	-2.500000000E-001
ELEVATOR_DIHEDRAL	-1.953125000E000
TI_VELOCITY	+1.000000000E001
WING_WASHOUT	-8.398417500E-001
WING_ANGLE_SWEEP	+2.402343750E000
FUSELAGE_MASS	+6.500000000E-001
WING_ROOT_CHORD	+3.488281250E-001
ELEVATOR_INCIDENCE	-3.085937500E000
WINGTIP_CANT	+0.000000000E000
WING_INCIDENCE	+1.562500000E-001
RUDDER_MOMENT_ARM	+9.256252500E-001
BATTERY_XPOS	-1.400000000E-001
RUDDER_ROOT_CHORD	+2.160156250E-001
PRINT_INFILL	+8.000000000E-002
CRUISE_HEIGHT	+1.200000000E002

Output Variables	
Name	Value
SPEED_LANDING	+7.213161992E000
ELEVATOR_ASPECT_RATIO	+5.4035631294E000
ANGLE_GLIDE	-2.4253093861E000
RUDDER_AREA	+4.898437500E-002
ALPHA_MAX	+1.200000000E001
CM_CMO	+3.318600000E-004
WING_MASS	+9.4465025658E-001
ELEVATOR_CL	-1.6539113333E-001
HTAIL_VOLUME	+3.4069845533E-001
ELEVATOR_SERVO_YPOS	+0.000000000E000
RATE_DESCENT	+2.8948410488E-001
TOTAL_COST	+1.7723726539E002
WING_TAPER_RATIO	+7.3460246561E-001
ELEVATOR_OFFSET_SWEEP	+4.4872271770E-002
TAILBOOM_AFT_PIN_YPOS	+0.000000000E000
LH_AIL_SERVO_XPOS	+8.612080049E-002
CD_CMO	+1.558600000E-002
LIFT_SLOPE	+5.2179382397E000
RH_AIL_SERVO_XPOS	+8.612080049E-002
TAILBOOM_LENGTH	+1.175315625E000
RUDDER_MASS	+6.572986666E-002
DUTCHROLL_FREQUENCY	+6.015100000E-001
RUDDER_TAPER_RATIO	+1.17546875E-001
RUDDER_SERVO_XPOS	+9.726562500E-001
WINGTIP_ABSOLUTE_LENGTH	+1.500000000E000
CL_CMO	+3.675500000E-001
SHORTPERIOD_FREQUENCY	+2.024300000E000
WING_CL	+3.504414000E-001
COG_X	+1.215700000E-001
PRINTED_COST	+5.225726539E001
TAILBOOM.CG_ZPOS	+1.500000000E-002
WING_MAC	+3.0489983457E-001
DUTCHROLL_DAMPING	+2.117500000E-001
LH_AIL_SERVO_ZPOS	+3.3419125633E-002
CRUISE_ENTRYANCE	+1.6546787752E002
SPIRAL_DAMPING	+1.798900000E001
ELEVATOR_ROOT_BENDING_MOMENT	-8.883900000E-002
RATE_CLIMB	+4.2403172980E000
TOTAL_MASS	+9.248600000E000
SPEED_TAKEOFF	+6.1034456984E000
ELEVATOR_SERVO_ZPOS	+0.000000000E000
WING_ROOT_BENDING_STRESS	+1.5589703709E002
TAILBOOM_AFT_PIN_ZPOS	+1.500000000E-002
VTAIL_VOLUME	+1.7498184312E-002
ROLL_DAMPING	+2.756400000E-002
SPEED_DIVERGENCE	+5.562475708E001
RUDDER_ASPECT_RATIO	+1.8373205742E000
ELEVATOR_TAPER_RATIO	+6.6365979381E-001
CRUISE_RANGE	+9.820726158E001
SHORTPERIOD_DAMPING	+8.409000000E-001
RUDDER_SERVO_ZPOS	+0.000000000E000
DISTANCE_LANDING	+4.2144074723E000
LH_AIL_SERVO_YPOS	-1.000000000E000
ELEVATOR_AREA	+8.988061523E-002
RUDDER_CL	+0.000000000E000
ALPHA_CMO	+1.940900000E000
STALL_MARGIN	+5.548586998E001
SPEED_STALL	+5.548586998E000
RUDDER_ROOT_BENDING_MOMENT	+0.000000000E000
RH_AIL_SERVO_ZPOS	+3.3419125633E-002
CL_CD_CMO	+2.361000000E001
WING_ASPECT_RATIO	+9.9160748870E000
WING_OFFSET_SWEEP	+8.612080049E-002
ELEVATOR_MASS	+8.0862042953E-002
WING_AREA	+9.076118750E-001
CL_MAX	+1.672900000E000
TAILBOOM.CG_XPOS	+7.8675781250E-001
PHUGOOD_FREQUENCY	+1.157700000E-001
D_CMO	+1.212900000E000
POWER_CRUISE	+1.6131264919E001
TAILBOOM_FWD_PIN_ZPOS	+1.500000000E-002
PHUGOOD_DAMPING	+6.872000000E-003
LIFT_CMO	+2.863700000E001
STATIC_MARGIN	+1.622000000E001
RUDDER_OFFSET_SWEEP	+1.054687500E-001
TAILBOOM_AFT_PIN_XPOS	+9.726562500E-001
ELEVATOR_SERVO_XPOS	+9.726562500E-001
EXTRA_DRAG_COEF	+4.3575249399E-003
RH_AIL_SERVO_YPOS	+1.000000000E000
EXTRA_DRAG_AREA	+2.300000000E-001
V_CMO	+1.184300000E001
ELEVATOR_MOMENT_ARM	+1.0977343750E000
TAILBOOM_MASS	+5.8675781250E-002
RUDDER_SERVO_YPOS	+0.000000000E000
WING_ROOT_BENDING_MOMENT	+9.036164000E000

Figura 58: Variáveis de Entrada e Saída da configuração 0838, no programa modeFrontier.

A.19 Excerto Ilustrativo de Linguagem de Máquina *gcode*.

```
1 ; generated by PrusaSlicer 2.7.0+win64 on 2023-12-04 at 23:08:14 UTC
2
3 ;
4
5 ; external perimeters extrusion width = 0.42mm
6 ; perimeters extrusion width = 0.44mm
7 ; infill extrusion width = 0.44mm
8 ; solid infill extrusion width = 0.44mm
9 ; top infill extrusion width = 0.40mm
10 ; support material extrusion width = 0.36mm
11 ; first layer extrusion width = 0.42mm
12
13 M201 X500 Y500 Z100 E1000 ; sets maximum accelerations, mm/sec^2
14 M203 X300 Y300 Z5 E60 ; sets maximum feedrates, mm / sec
15 M204 S500 T1000 ; sets acceleration (S) and retract acceleration (R), mm/sec
    ^2
16 M205 X8.00 Y8.00 Z0.40 E5.00 ; sets the jerk limits, mm/sec
17 M205 S0 T0 ; sets the minimum extruding and travel feed rate, mm/sec
18
19 ; printing object LH - Wing Section 1.STL id:0 copy 0
20 ; stop printing object LH - Wing Section 1.STL id:0 copy 0
21
22 ;TYPE:Custom
23 G90 ; use absolute coordinates
24 M83 ; extruder relative mode
25 M104 S150 ; set temporary nozzle temp to prevent oozing during homing and
    auto bed leveling
26 M140 S60 ; set final bed temp
27 M190 S60 ; wait for bed temp to stabilize
28 G28 ; home all axis
29 G29 ; auto bed levelling
30 G1 Z50 F240
31 G1 X2.0 Y10 F3000
32 M104 S210 ; set final nozzle temp
33 M109 S210 ; wait for nozzle temp to stabilize
34 G1 Z0.28 F240
35 G92 E0
36 G1 X2.0 Y140 E10 F1500 ; prime the nozzle
37 G1 X2.3 Y140 F5000
38 G92 E0
39 G1 X2.3 Y10 E10 F1200 ; prime the nozzle
40 G92 E0
41 G21 ; set units to millimeters
42 G90 ; use absolute coordinates
43 M83 ; use relative distances for extrusion
44 ; Filament gcode
45 M107
```

```
46 ;LAYER_CHANGE
47 ;Z:0.2
48 ;HEIGHT:0.2
49 ;BEFORE_LAYER_CHANGE
50 G92 E0
51 ;0.2
52
53
54 G1 Z.2 F9000
55 ;AFTER_LAYER_CHANGE
56 ;0.2
57 G1 X137.625 Y180.485
58 M204 S500
59 ;TYPE:Skirt/Brim
60 ;WIDTH:0.42
61 G1 F1200
62 G1 X137.954 Y180.234 E.01388
63 G1 X308.844 Y51.641 E7.17508
64 G1 X310.646 Y50.486 E.07181
65 G1 X311.606 Y50.026 E.03571
66 G1 X312.82 Y49.585 E.04333
67 G1 X314.903 Y49.146 E.07142
68 G1 X316.631 Y49.076 E.05802
69 G1 X318.34 Y49.269 E.0577
70 G1 X319.847 Y49.669 E.05231
71 G1 X321.229 Y50.249 E.05028
72 G1 X322.709 Y51.147 E.05808
73 G1 X323.886 Y52.124 E.05132
74 G1 X324.907 Y53.245 E.05087
75 G1 X325.734 Y54.447 E.04895
76 G1 X326.46 Y55.904 E.05461
77 G1 X326.964 Y57.45 E.05455
78 G1 X327.24 Y59.054 E.0546
79 G1 X327.295 Y60.307 E.04208
80 G1 X327.146 Y62.025 E.05785
81 G1 X326.764 Y63.643 E.05577
82 G1 X326.133 Y65.262 E.0583
83 G1 X325.434 Y66.549 E.04914
84 G1 X324.273 Y68.151 E.06638
85 G1 X292.505 Y104.794 E1.62702
86 G1 X270.983 Y128.665 E1.07829
87 G1 X256.07 Y144.564 E.73132
88 G1 X233.833 Y167.389 E1.06909
89 G1 X225.056 Y176.104 E.41496
90 G1 X208.843 Y191.761 E.75616
91 G1 X191.945 Y207.432 E.77318
92 G1 X184.034 Y214.524 E.35644
93 G1 X174.424 Y222.923 E.42819
94 G1 X161.377 Y233.919 E.57244
95 G1 X156.277 Y238.08 E.22082
```

96	G1	X140.659	Y250.303	E.66536
97	G1	X127.923	Y259.621	E.52943
98	G1	X117.739	Y266.587	E.41395
99	G1	X111.018	Y270.917	E.26823
100	G1	X96.641	Y279.379	E.55968
101	G1	X83.983	Y285.717	E.47492
102	G1	X72.731	Y290.218	E.40658
103	G1	X63.762	Y292.8	E.31312
104	G1	X56.867	Y293.942	E.23447
105	G1	X55.841	Y294.043	E.03459
106	G1	X51.333	Y294.177	E.15131
107	G1	X48.356	Y293.936	E.1002
108	G1	X45.685	Y293.453	E.09106
109	G1	X43.889	Y292.948	E.06259
110	G1	X41.468	Y291.979	E.08749
111	G1	X39.09	Y290.615	E.09197
112	G1	X37.195	Y289.107	E.08125
113	G1	X35.59	Y287.383	E.07902
114	G1	X34.933	Y286.498	E.03698
115	G1	X34.131	Y285.213	E.05082
116	G1	X33.092	Y282.857	E.08639
117	G1	X32.568	Y280.775	E.07203
118	G1	X32.398	Y279.17	E.05415
119	G1	X32.395	Y278.02	E.03858
120	G1	X32.623	Y275.981	E.06883
121	G1	X33.186	Y273.845	E.07411
122	G1	X34.058	Y271.675	E.07846
123	G1	X36.175	Y267.877	E.14588
124	G1	X36.767	Y266.975	E.0362
125	G1	X40.597	Y261.936	E.21234
126	G1	X45.224	Y256.763	E.23284
127	G1	X51.154	Y250.795	E.28226
128	G1	X63.09	Y239.881	E.54261

A.20 Gráficos de Análise de Estabilidade Dinâmica.



Figura 59: Autovalores do movimento Longitudinal.

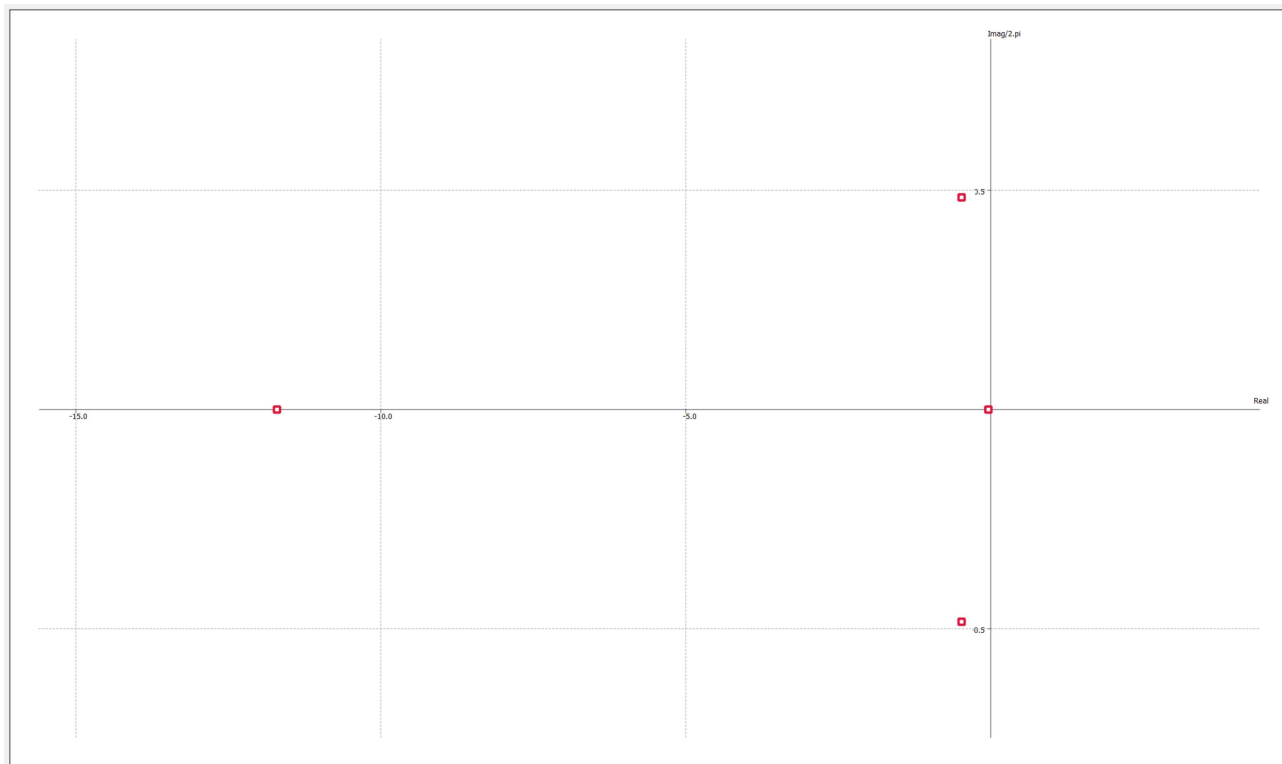


Figura 60: Autovalores do movimento Lateral.

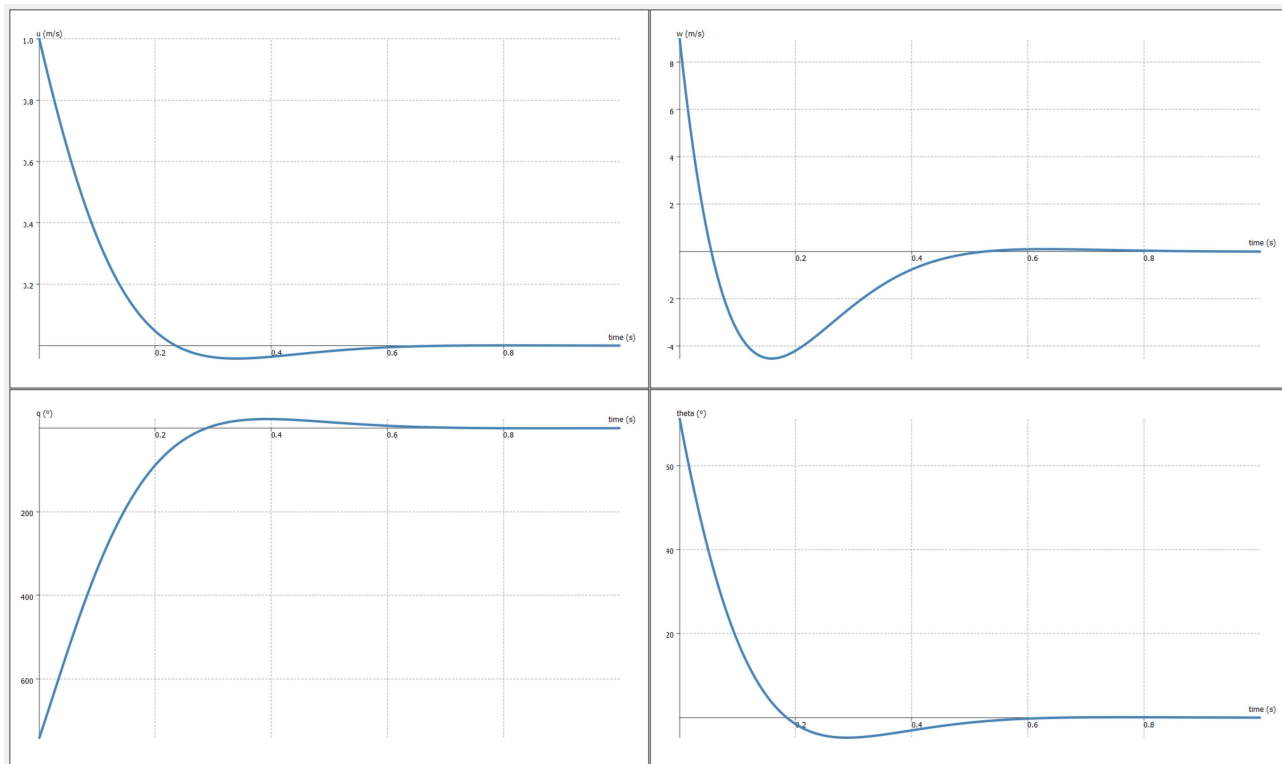


Figura 61: Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento de Período-Curto.

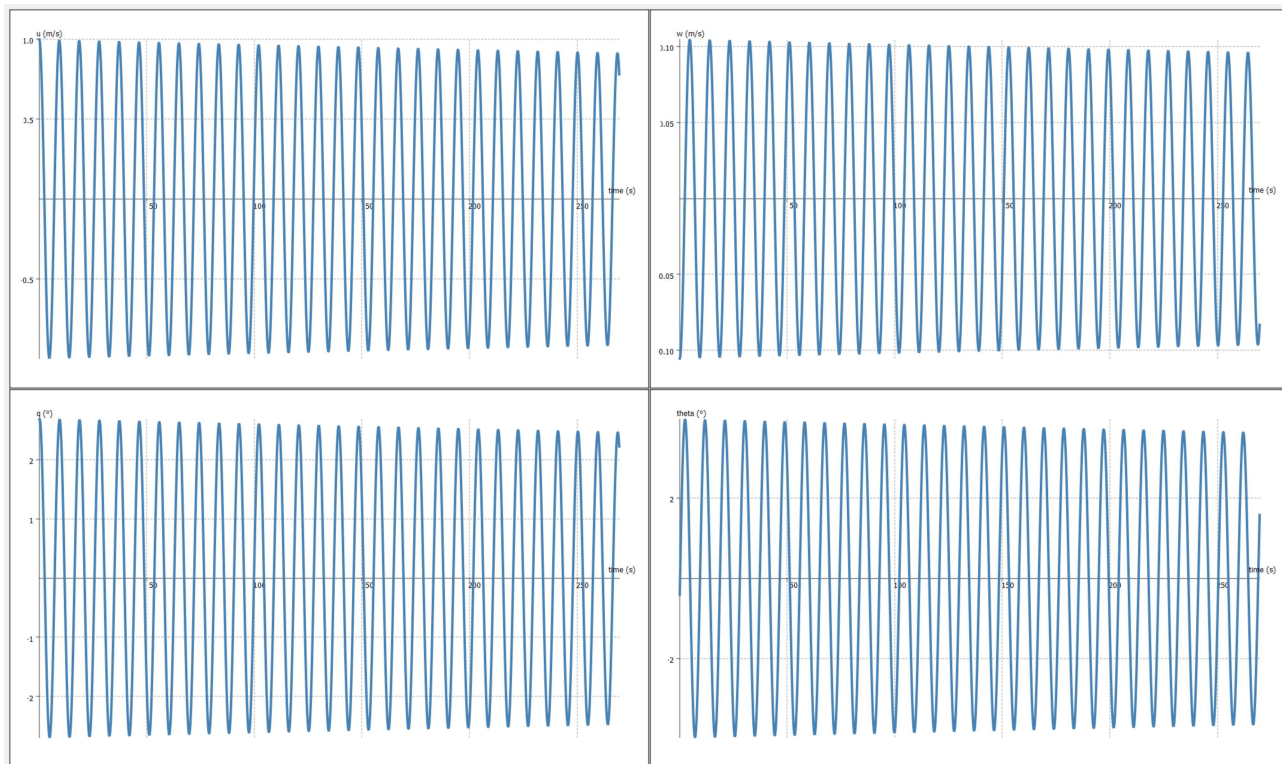


Figura 62: Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento Fugóide.

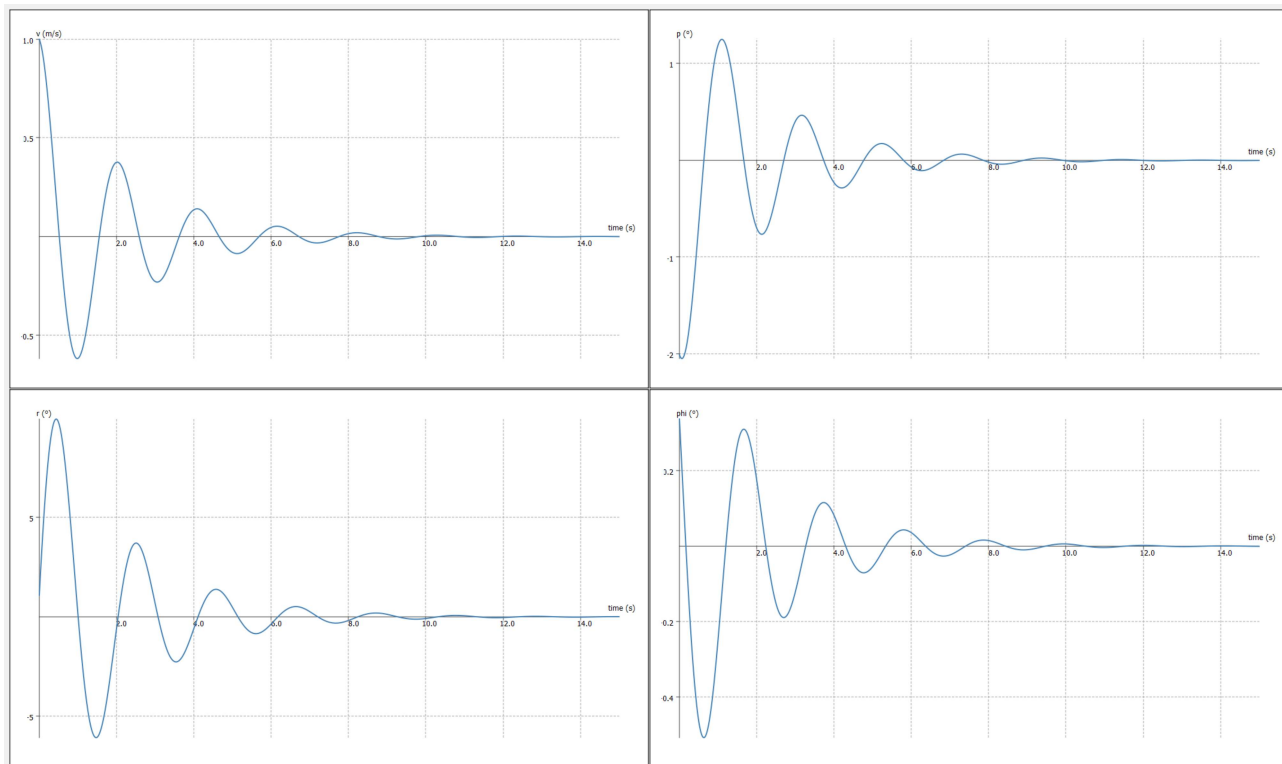


Figura 63: Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento de Rolamento-Holandês.

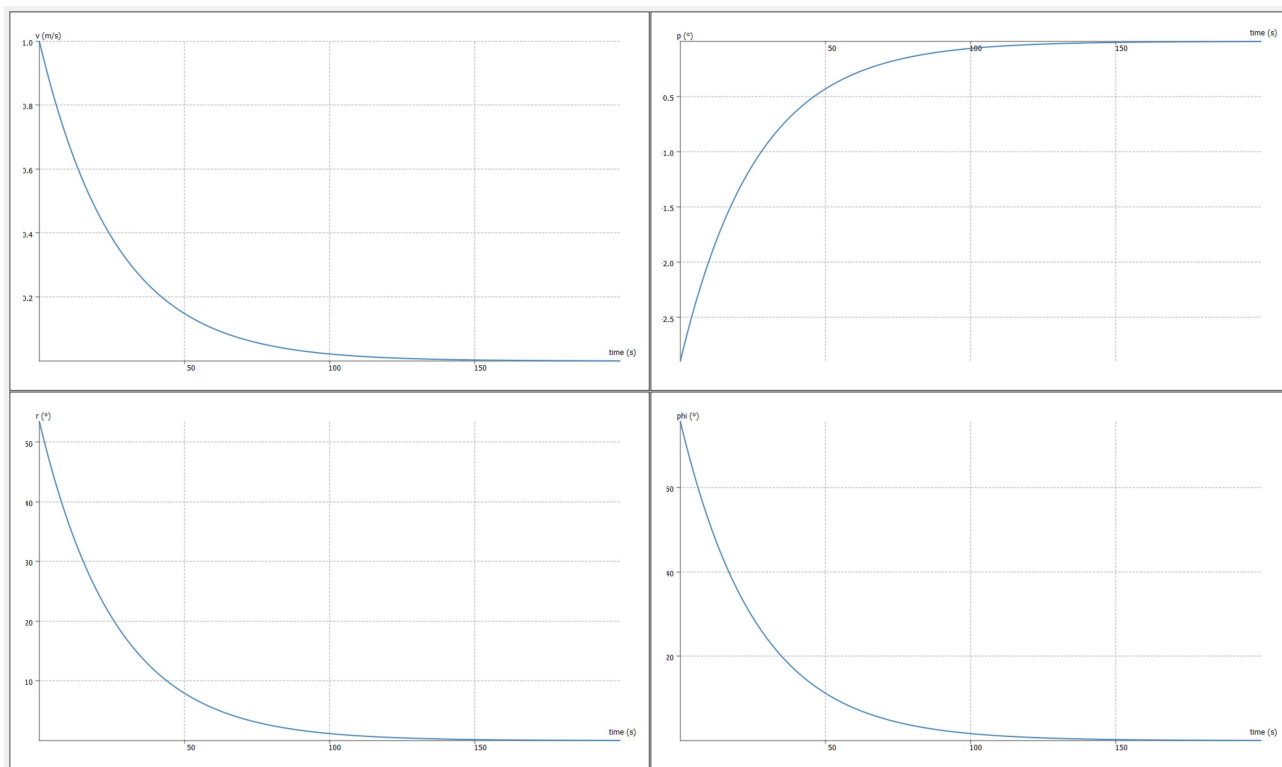


Figura 64: Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento Espiral.

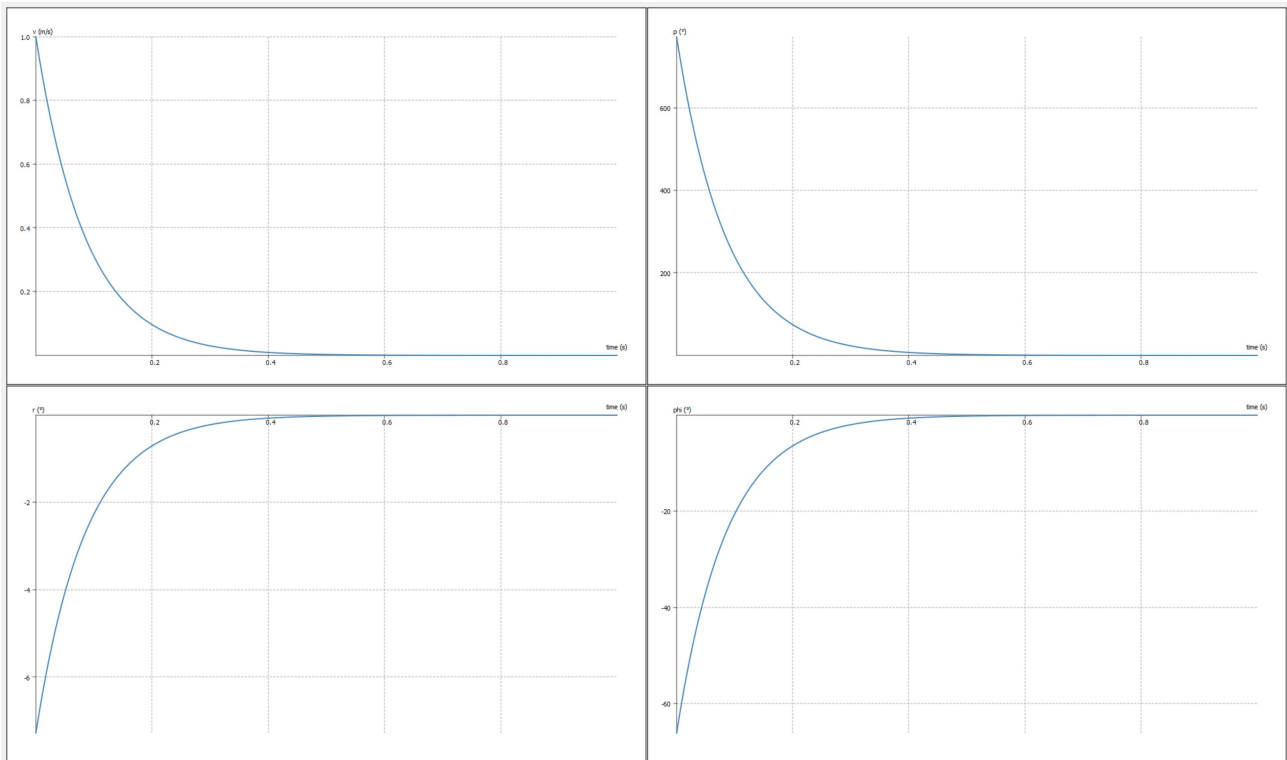


Figura 65: Gráfico de análise de estabilidade da aeronave selecionada para o movimento de Rolagem.

A.21 Gráficos de Análise Aerodinâmica.

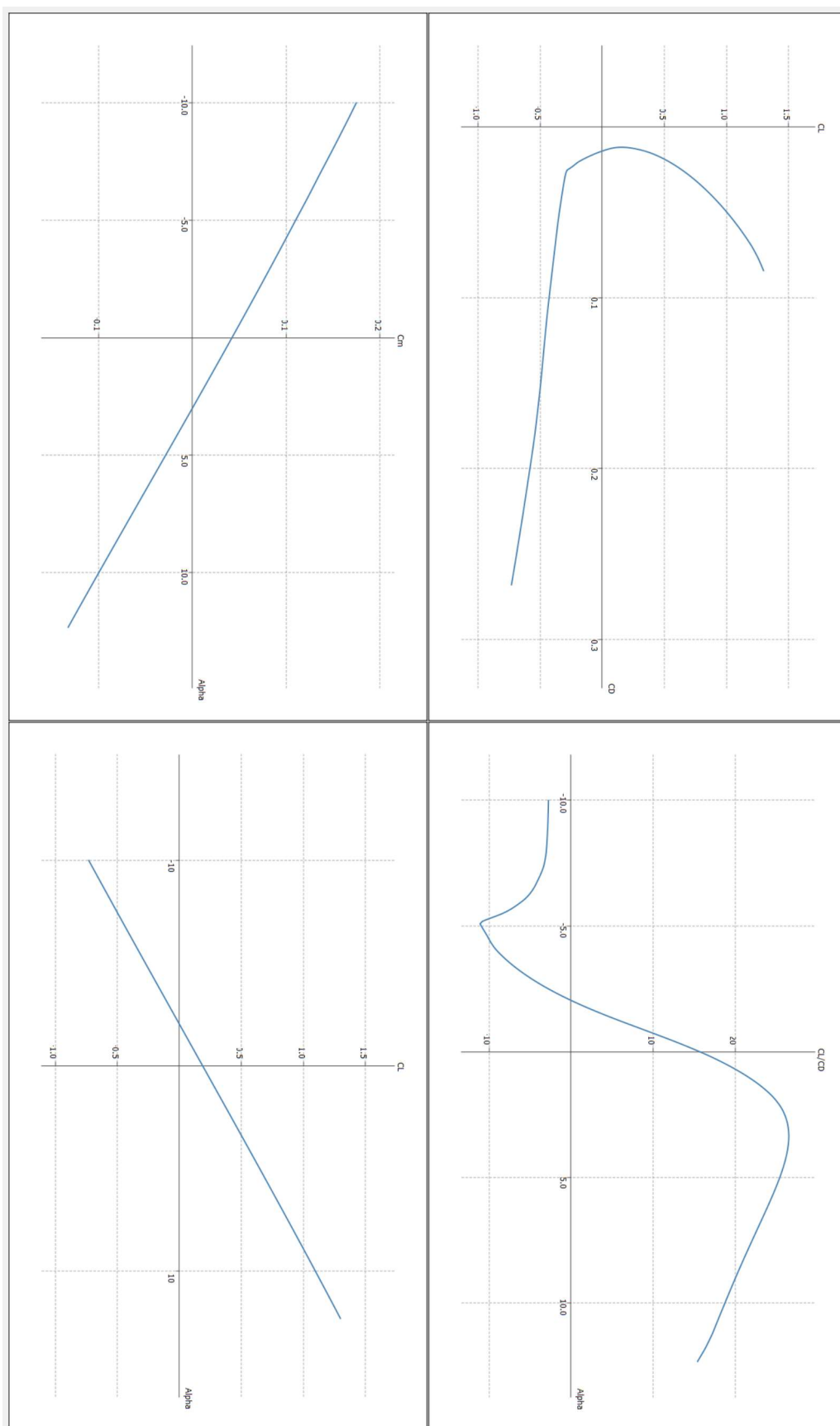


Figura 66: Gráficos ilustrativos dos parâmetros aerodinâmicos da aeronave.