

Erick Bernardo

Otimização Multidisciplinar e Multiobjetivos Aplicada ao Projeto Conceitual de Planadores

**São Carlos
Dezembro de 2017**

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA AERONÁUTICA

OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR E MULTIOBJETIVOS APLICADA AO PROJETO CONCEITUAL DE PLANADORES

Relatório final de Iniciação Científica FAPESP
Processo FAPESP nº 2016/24652-5

Erick Bernardo
Bolsista (erick_ber@usp.br)

Prof. Dr. Alvaro Martins Abdalla
Orientador (pfalvaro@sc.usp.br)

São Carlos
Dezembro de 2017

Erick Bernardo

Otimização Multidisciplinar e Multiobjetivos

Aplicada ao Projeto Conceitual de Planadores/ Erick Bernardo. – São Carlos,
Dezembro de 2017-

71 p. : il. ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Alvaro Martins Abdalla

Relatório final de Iniciação Científica FAPESP

Processo FAPESP nº 2016/24652-5 – Universidade de São Paulo

Escola de Engenharia de São Carlos

Departamento de Engenharia Aeronáutica, Dezembro de 2017.

I. Prof. Dr. Alvaro Martins Abdalla . II. Universidade de São Paulo. III.
Departamento de Engenharia Aeronáutica. IV. Otimização Multidisciplinar e
Multiobjetivos

Aplicada ao Projeto Conceitual de Planadores

Resumo

O projeto de uma aeronave consiste na integração e determinação de inúmeras características multidisciplinares que influenciam no seu desempenho. Entretanto, a determinação de tais características e o cumprimento dos critérios de projeto devem ser realizados de forma eficiente, permitindo à aeronave um desempenho adequado, possibilitando, por exemplo, a redução de custos e a satisfação dos operadores. Portanto, esse projeto de pesquisa teve por objetivo implementar uma ferramenta computacional de otimização, multidisciplinar e multiojetivos que venha a otimizar, via algoritmos genéticos, o projeto conceitual de um planador, permitindo a avaliação da influência das características de projeto sobre as velocidades médias de *cross-country*.

Palavras-chaves: Otimização multidisciplinar e multiobjetivos; Algoritmos genéticos; Projeto conceitual de planadores; Velocidade de cross-country.

Abstract

The design of an aircraft consists of the integration and determination of numerous multidisciplinary characteristics that influence its performance. However, the determination of such characteristics and the fulfillment of the design criteria must be carried out efficiently, allowing cost reduction and satisfaction of aircraft operators. Therefore, this research project aims to implement a computational optimization tool, multidisciplinary and multiobjective that will optimize, through genetic algorithms, the conceptual design of a sailplane, allowing the achievement of efficient cross-country speeds.

Key-words: Multidisciplinary and multiobjective optimization; Genetic algorithms; Conceptual design of sailplanes; cross-country speed.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Cronograma realizado. Legenda: [✓] atividade proposta concluída. . . .	15
Figura 2 – Projeto conceitual de um planador. Fonte: Google Imagens	19
Figura 3 – Descritização do voo <i>cross-country</i> . Fonte:(1)	21
Figura 4 – Velocidade vertical x V_g . Fonte: (1)	22
Figura 5 – Diagrama de corpo livre em curva. Fonte: (1)	23
Figura 6 – Modelo de térmicas de Horstmann: A_1 , A_2 , B_1 e B_2 . Fonte: (1)	25
Figura 7 – Velocidade de descida V_{sc} x Raio. Fonte: (1)	26
Figura 8 – Velocidade máxima de subida V_{cmax} em determinada térmica. Fonte: (1)	26
Figura 9 – V_{cmax} em cada modelo de térmica: A_1 , A_2 , B_1 e B_2 . Fonte: (1)	27
Figura 10 – Modelo de distribuição de térmicas de Quast. Fonte: (1)	27
Figura 11 – Diagrama de corpo livre em planeio. Fonte: (1).	29
Figura 12 – Melhor trajeto de planeio entre térmicas. Fonte: (1).	29
Figura 13 – Velocidade vertical x V_g - Condição com velocidade ascendente máxima: V_{cmax} . Fonte: (1)	30
Figura 14 – Momentos longitudinais atuantes na aeronave. Fonte: (2)	31
Figura 15 – Comportamento de uma aeronave estável frente a um distúrbio no equilíbrio. Fonte: Google Imagens.	32
Figura 16 – Modelo empírico para <i>plain flap</i> . Fonte: (2)	34
Figura 17 – Incremento teórico para <i>plain flap</i> . Fonte: (2)	34
Figura 18 – Polar de sustentação de uma asa finita e infinita. Fonte: Anderson (3)	41
Figura 19 – Linha de sustentação composta por vórtices. Fonte: Google Imagens.	42
Figura 20 – Asa em escala real ensaiada em túnel de vento. Fonte: (4)	43
Figura 21 – Comparação dos coeficientes de sustentação obtidos por métodos dife- rentes.	43
Figura 22 – Comparação arrasto induzido entre o modelo aerodinâmico e o programa Xflr5.	44
Figura 23 – Comparação do arrasto total.	44
Figura 24 – Algoritmos genéticos.	46
Figura 25 – Metodologia do projeto.	47
Figura 26 – Número de gerações para convergência de resultados ($H = 0$ m).	55
Figura 27 – Resultados analisados estatisticamente ($H = 0$ m).	55
Figura 28 – Número de gerações para convergência de resultados ($H=3000$ m).	56
Figura 29 – Resultados analisados estatisticamente ($H = 3000$ m).	56
Figura 30 – Vista superior - Planador 1 - Dimensões [m].	59
Figura 31 – Vista lateral - Planador 1 - Dimensões [m].	59
Figura 32 – Vista superior - Planador 2 - Dimensões [m].	60
Figura 33 – Vista lateral - Planador 2 - Dimensões [m].	60
Figura 34 – Planador Quintus. Fonte: www.schempp-hirth.com	61
Figura 35 – Máximas velocidades médias de <i>cross-country</i>	62
Figura 36 – Variação da área da asa e estabilizador horizontal.	63
Figura 37 – Variação do alongamento.	63
Figura 38 – Variação da envergadura.	64
Figura 39 – variação da torção da asa.	64
Figura 40 – Variação do afilamento.	65

Figura 41 – Aerofólio: [9] NACA-23012 / [1] NACA-0012/ [2] s9026.	65
Figura 42 – Variação da razão entre envergadura e comprimento de fuselagem. . . .	66
Figura 43 – variação do MTOW da aeronave.	66
Figura 44 – Variação do comprimento da fuselagem.	67

Lista de tabelas

Tabela 1 – Modelo climático de Quast.	27
Tabela 2 – Valores do Fator de Interferência.	39
Tabela 3 – Modelo e parâmetros de ensaio.	43
Tabela 4 – Genes variáveis pelo algoritmo genético.	48
Tabela 5 – Aerofólios considerados em cada superfície.	49
Tabela 6 – Genes fixos.	50
Tabela 7 – Informações do banco de dados de aerofólios.	51
Tabela 8 – Configurações do algoritmo genético.	53
Tabela 9 – Resultados da otimização.	54
Tabela 10 – Condições de operação.	57
Tabela 11 – Dados da aeronave e fuselagem.	57
Tabela 12 – Valores asa.	57
Tabela 13 – Valores estabilizador horizontal.	58
Tabela 14 – Valores estabilizador vertical.	58

Sumário

Introdução	13
1 Resumo das atividades realizadas	15
1.1 Cronograma	15
1.2 Atividades realizadas	15
2 Planadores	19
3 Teoria de voo <i>cross-country</i>	21
3.1 Modelando a velocidade de <i>cross-country</i>	21
3.2 Desempenho em voo ascendente em térmicas	22
3.3 Desempenho em voo entre térmicas	28
4 Estabilidade estática	31
4.1 Estabilidade estática longitudinal	31
5 Aerodinâmica	37
5.1 Método de acúmulo de arrasto por componente	37
5.2 Linha de sustentação de Prandtl	41
5.3 Validação do modelo aerodinâmico	42
6 Algoritmos Genéticos	45
6.1 Conceitos iniciais	45
6.2 Otimização	45
7 Módulos computacionais	47
7.1 Otimização	47
7.2 Geométrico	49
7.3 Estabilidade	50
7.4 Aerodinâmico	51
7.5 Desempenho	52
8 Resultados	53
8.1 Estratégia de otimização	53
8.2 Planadores selecionados	54
8.3 Análise para diferentes altitudes	61
9 Conclusões e perspectivas	69
Referências	71

Introdução

Uma aeronave é projetada para atender determinadas missões e critérios de projeto, os quais devem ser cumpridos de forma eficiente de forma que permitam à aeronave um desempenho adequado, possibilitando, por exemplo, a redução de custos e a satisfação dos operadores. O projeto eficiente de uma aeronave é uma tarefa complexa, pois envolve um grande número de configurações possíveis, inúmeros parâmetros multidisciplinares como geometria de componentes, características aerodinâmicas e estruturais integradas de difícil avaliação e otimização.

A primeira fase do projeto de uma aeronave é o estabelecimento dos requisitos de projeto e em seguida o projeto conceitual, no qual será avaliado diversas configurações possíveis para a aeronave, definindo assim um esboço inicial da aeronave que será desenvolvido em maiores detalhes no projeto preliminar e no detalhado. Essas primeiras definições envolvem o dimensionamento inicial da aeronave, sua configuração de asa e empenagem, além de estimativas de características aerodinâmicas, de estabilidade e de desempenho. Nessa etapa há forte influência de conhecimentos prévios de aeronaves semelhantes à categoria e grande uso de ferramentas computacionais.

Embora seja o primeiro escopo da aeronave, o projeto conceitual envolve a avaliação de diversas áreas multidisciplinares, apresentando certo grau de complexidade que não será abordado por completo nessa pesquisa. O cerne do objetivo é abordar as áreas que remetem diretamente às análises necessárias para se estimar o desempenho de um planador. Sendo assim, aborda-se o dimensionamento da asa, empenagem e fuselagem; a análise da estabilidade e aerodinâmica.

Portanto, esse projeto de pesquisa desenvolveu uma ferramenta computacional de otimização de desempenho, que possibilita a avaliação da influência de parâmetros de projeto, sobre as velocidades teóricas de *cross-country* atingidas pelo planador. Neste contexto, o desenvolvimento dessa ferramenta consistiu na implementação de modelos computacionais que representem a aerodinâmica, estabilidade e desempenho de planadores, os quais integrados pela implementação de algoritmos genéticos (AG) e a metodologia de referência, provêm uma fronteira de soluções ótimas ou até mesmo uma solução global ótima para o objetivo proposto.

Esse projeto teve a oportunidade de alinhar sua pesquisa na área de planadores, área essa que contém iniciativas inovadoras e desafiadoras em desenvolvimento atualmente envolvendo planadores. O projeto Perlan da Airbus encontra-se em fase de desenvolvimento e possui como missão alcançar os limites do espaço acima do teto de voo de qualquer avião tripulado já projetado com a utilização de um planador especificamente projetado para tal objetivo. Além disso, o projeto de planadores cada vez mais eficientes aerodinamicamente e em termos de desempenho vem se desenvolvendo ano a ano no mercado global.

1 Resumo das atividades realizadas

Neste capítulo é apresentado de forma resumida uma visão geral das atividades desenvolvidas nesse projeto de pesquisa. Adicionalmente, nos capítulos posteriores as atividades serão mais detalhadas e discutidas.

1.1 Cronograma

As principais atividades desenvolvidas, a partir de 01/06/2017, estão enumeradas a seguir e o cronograma de execução realizado é apresentado na Figura 1.

Atividade	Meses						
	1	2	3	4	5	6	7
1	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
2	✓	✓					
3	✓	✓					
4		✓	✓				
5			✓	✓	✓		
6					✓	✓	
7						✓	✓
8					✓	✓	✓
9						✓	✓

Figura 1 – Cronograma realizado. Legenda: [✓] atividade proposta concluída.

Atividades:

1. Revisão bibliográfica
2. Desenvolvimento do módulo geométrico
3. Desenvolvimento do módulo aerodinâmico
4. Desenvolvimento do módulo de estabilidade
5. Desenvolvimento do módulo de desempenho
6. Desenvolvimento do módulo de otimização
7. Processamento e análise de resultados
8. Redação de relatório científico
9. Elaboração de artigo

1.2 Atividades realizadas

Revisão bibliográfica

A atividade de revisão bibliográfica foi contínua ao longo do projeto, visou dar suporte ao desenvolvimento de todas as outras atividades. Dentre várias bibliografias

consultadas, destacam-se: Thomas⁽¹⁾ e Raymer⁽²⁾, para a área de projeto e desempenho de planadores; Anderson⁽³⁾ para aerodinâmica e Perkins⁽⁵⁾ para estabilidade.

Desenvolvimento do módulo geométrico

Nesta etapa foi realizado o desenvolvimento de um módulo geométrico programado em Matlab[®], responsável pela determinação de todas as dimensões geométricas do planador, como alongamento, envergadura, áreas da asa e empenagem, tipo de empenagem e demais dimensões da aeronave.

Desenvolvimento módulo aerodinâmico

Esta etapa visou o desenvolvimento de um modelo computacional capaz de avaliar o arrasto (C_D), sustentação (C_L) e momento aerodinâmico (C_M) atuantes sobre o planador nas condições de voo planado e ascendente. A análise aerodinâmica foi fundamentada na teoria da linha de sustentação de Prandtl, possibilitando a análise da asa finita do planador em diversos Reynolds de operação.

Desenvolvimento do módulo de estabilidade

Nesta etapa foi desenvolvido o modelo computacional capaz de analisar a estabilidade estática longitudinal do planador, capaz de avaliar a contribuição da fuselagem, asa e estabilizador horizontal sobre o coeficiente $C_{M\alpha}$. Assim, foi possível verificar se o planador apresenta um comportamento estável, instável ou neutro, além de identificar as condições de trimagem para a análise de desempenho.

Desenvolvimento do módulo de desempenho

Esta etapa visou desenvolver um modelo computacional capaz de avaliar características de desempenho do planador em voo planado entre térmicas e em voo ascendente em térmicas, possibilitando encontrar a velocidade de *cross-country* média atingida pelo planador.

Desenvolvimento do módulo de otimização

Nesta etapa foi desenvolvido um modelo de otimização, utilizando algoritmos genéticos, que integrou os modelos aerodinâmicos, de estabilidade, desempenho, restrições de projeto e objetivos. O modelo computacional de otimização foi desenvolvido em Matlab[®], utilizando-se das ferramentas de otimização via algoritmos genéticos disponíveis no programa.

Processamento e análise dos resultados

Nesta etapa todos os modelos foram utilizados de forma integrada para a obtenção e análise dos resultados.

Redação de relatórios

Nesta etapa elaborou-se o relatório final, conforme exigências da FAPESP.

Elaboração de artigos

Os resultados oriundos deste trabalho serão possivelmente publicados em eventos científicos, sendo a publicação uma próxima tarefa a se realizar.

2 Planadores

Planadores são aeronaves em sua grande maioria sem um grupo-moto propulsor, projetadas para aproveitar térmicas presentes na atmosfera, planando entre térmicas e realizando voo ascendente no interior das térmicas.

Segundo a Comissão Internacional de Planadores ^{IGC(6)}, os planadores podem ser divididos nas seguintes classes:

- Classe aberta: Sem limitações;
- Classe 15 metros: Envergadura da asa limitada a 15 m;
- Classe padrão: Envergadura da asa de 15 m e sem uso de flaps;
- Classe mundial: Apenas 1 tripulante, fáceis de voar e de baixo custo;
- Classe de 18 m: Envergadura de 18 m;
- Classe de multilugares: Mais de 1 tripulante.

Independente da classe a que pertence, a principal característica de projeto de um planador é sua capacidade de realizar um voo com a maior velocidade média em relação ao solo possível, seguindo a estratégia de voo planado entre térmicas, seguido de voo ascendente em térmicas.

O objetivo desse projeto é a otimização do projeto conceitual de um planador acrobático, pertencente a classe aberta, projetado para obter a máxima velocidade média de *cross-country* segundo a metodologia de análise proposta por F. Thomas ⁽¹⁾.

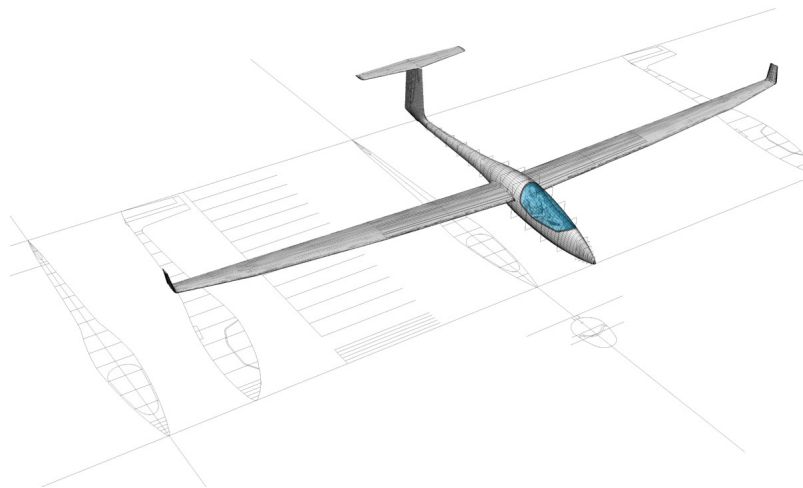


Figura 2 – Projeto conceitual de um planador. Fonte: Google Imagens

3 Teoria de voo *cross-country*

3.1 Modelando a velocidade de *cross-country*

A velocidade média em relação ao solo para percorrer uma certa distância horizontal planando e em seguida retornar a mesma altitude, é comumente chamada na literatura de *average cross-country speed*. Mesmo na literatura especializada nacional, o termo *cross-country* é de amplo uso na literatura especializada de planadores. Assim sendo, nesse relatório será utilizado o mesmo termo.

A estimativa da velocidade média de *cross-country* de um determinado projeto serve de meio de comparação, permitindo avaliar o efeito da variação de características de projeto sobre o desempenho em voo *cross-country*. Entretanto, essa estimativa não leva em consideração fatores geográficos, condições atmosféricas e fatores adversos de voo, sendo assim, não deve servir como modelo para avaliar a real velocidade de *cross-country* de um planador. Essa metodologia empregada por Thomas ⁽¹⁾ e usada nesse projeto de pesquisa, visa estabelecer uma forma de se avaliar a influência de parâmetros de projeto no desempenho em voo *cross-country*.

O voo *cross-country* envolve uma série de planeios e voos ascendentes em térmicas, sendo a velocidade média de *cross-country* a velocidade média entre o trajeto representado na Figura 3 e dada por:

$$V_{cc} = \frac{D}{t_g + t_c} \quad (3.1)$$

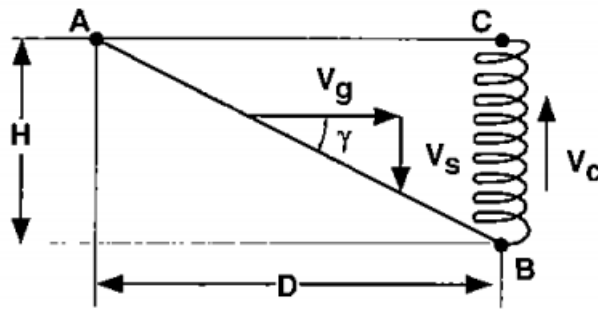


Figura 3 – Descrição do voo *cross-country*. Fonte:(1)

sendo:

- \bar{AB} : planeio com velocidade constante;
- \bar{BC} : voo ascendente em térmica, realizado em voo espiral em curva coordenada;
- D e H: distâncias horizontal e vertical, respectivamente;
- V_c : velocidade de subida;
- V_g e V_s : componentes horizontal e vertical da velocidade de planeio, respectivamente;
- γ : ângulo de planeio.
- V_{cc} : velocidade média de *cross-country*.

Da equação (3.1), e da Figura 3, obtêm-se os tempos de planeio e de voo ascendente,

t_g e t_c , respectivamente dados por:

$$t_g = \frac{D}{V_g} \quad (3.2)$$

$$t_c = \frac{H}{V_c} \quad (3.3)$$

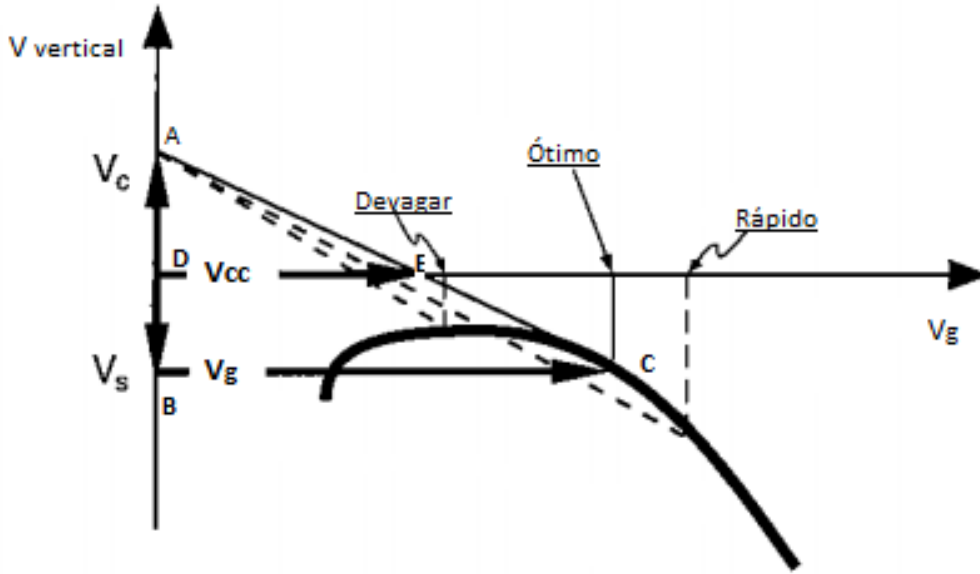


Figura 4 – Velocidade vertical x V_g . Fonte: (1)

Na Figura (4), observa-se a relação em planeio entre a velocidade de descida, V_s , e a velocidade horizontal V_g . Nesse mesmo gráfico, plota-se o ponto A, da velocidade ascendente em térmica no eixo de velocidade vertical. Assim, pode-se deduzir a relação entre os triângulos semelhantes ABC e ADE, representada por:

$$\frac{V_{cc}}{V_g} = \frac{V_c}{V_c + V_s} \quad (3.4)$$

Portanto, pode-se deduzir que o comportamento da velocidade de *cross-country* dada por:

$$V_{cc} = \frac{V_c V_g}{V_c + V_s} \quad (3.5)$$

atinge um valor máximo em um ponto específico do gráfico (4), tal ponto representa a velocidade horizontal V_g que deve ser mantida em voo planado para se atingir a máxima velocidade de *cross-country*, dado uma velocidade máxima de subida V_c .

3.2 Desempenho em voo ascendente em térmicas

Modelo de voo ascendente

No trajeto \bar{BC} da Figura 3, o planador realiza um voo ascendente, aproveitando-se da velocidade vertical V_t fornecida pelo movimento das massas de ar no interior da térmica. Assim, por mais que o planador apresente uma velocidade de descida no interior da térmica,

V_{sc} , a resultante dessas velocidades em relação ao solo é uma velocidade ascendente. Essa relação é representada pela equação seguinte:

$$V_c = V_t - V_{sc} \quad (3.6)$$

No interior da térmica o planador executa uma curva coordenada ideal constante, resultando em uma subida em espiral. Nesse modelo ideal de voo *cross-country* desconsidera-se o tempo de transição entre as condições de voo planado e ascendente. Além disso, o modelo de voo *cross-country*, presume que a velocidade V_t fornecida pela térmica permanece constante independente da altitude, variando apenas com a distância ao centro da térmica.

Na Figura 5, observa-se o diagrama de corpo livre do planador, em curva com ângulo de inclinação ϕ . As equações,

$$W = L \cos \phi \quad (3.7)$$

$$F_c = L \sin \phi = \frac{W V^2}{g R} \quad (3.8)$$

estabelecem a relação de equilíbrio de forças atuantes no referencial não-inercial do planador.

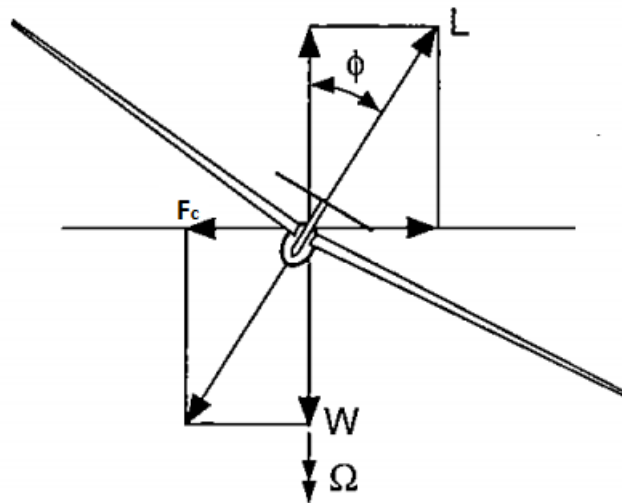


Figura 5 – Diagrama de corpo livre em curva. Fonte: (1)

Observa-se pela equação de equilíbrio (3.7) que a sustentação em curva deve ser maior, uma vez que apenas uma componente da sustentação está presente para equilibrar a componente do peso W .

Substituindo-se a sustentação dada por (3.9), na equação (3.7), obtém-se a velocidade V_∞ , dada pela equação (3.10).

$$L = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S C_L \quad (3.9)$$

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S C_L \cos(\phi)}} \quad (3.10)$$

Assim como no voo planado, a aeronave apresenta uma velocidade de descida em relação ao ar, V_{sc} dada pela equação,

$$V_{sc} = \frac{C_D}{(C_L \cos \phi)^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (3.11)$$

obtida da substituição de (3.10) em (3.21).

Do equilíbrio de forças horizontais dado pela equação (3.8), obtém-se o raio dado por:

$$R = \frac{V_{\infty}}{g \tan \phi} \quad (3.12)$$

representando a distância do centro da curva ao planador, assumido como estando em curva coordenada em torno do centro da térmica.

Modelo de térmicas de Horstmann

A modelagem matemática de térmicas é baseada em inúmeras observações e medições da velocidade ascendente no interior dessas, com fatores geográficos e condições climáticas interferindo no comportamento das térmicas. Segundo F. Thomas ⁽¹⁾, não há um unânimato em qual modelo matemático melhor descreve o comportamento de uma térmica. Porém, não é necessário um modelo que descreva de forma geral todas as possíveis térmicas existentes, sendo suficiente alguns modelos para analisar o comportamento de planadores em um voo ideal de *cross-country*.

O modelo de térmica estudado e escolhido para essa pesquisa, baseia-se no proposto por K. H. Horstmann ⁽⁷⁾, na qual há quatro térmicas padrões possíveis, identificadas por A_1 , A_2 , B_1 e B_2 , de tamanho e comportamento diferentes ao longo da distância ao seu centro. Esse modelo foi desenvolvido com base no comportamento climático europeu.

Nesse modelo a velocidade ascendente V_t , permanece constante ao longo de um mesmo raio ao centro da térmica. Adicionalmente, esse modelo é utilizado por F. Thommas ⁽¹⁾ na análise de desempenho em voo *cross-country*, segundo sua metodologia de análise. Assim, o mesmo modelo de térmica foi adotado, para a metodologia empregada, considerando sua praticidade pois apenas depende do raio ao centro da térmica. Na Figura 6, observa-se o comportamento da velocidade ascendente da térmica V_t em função do raio R ao seu centro.

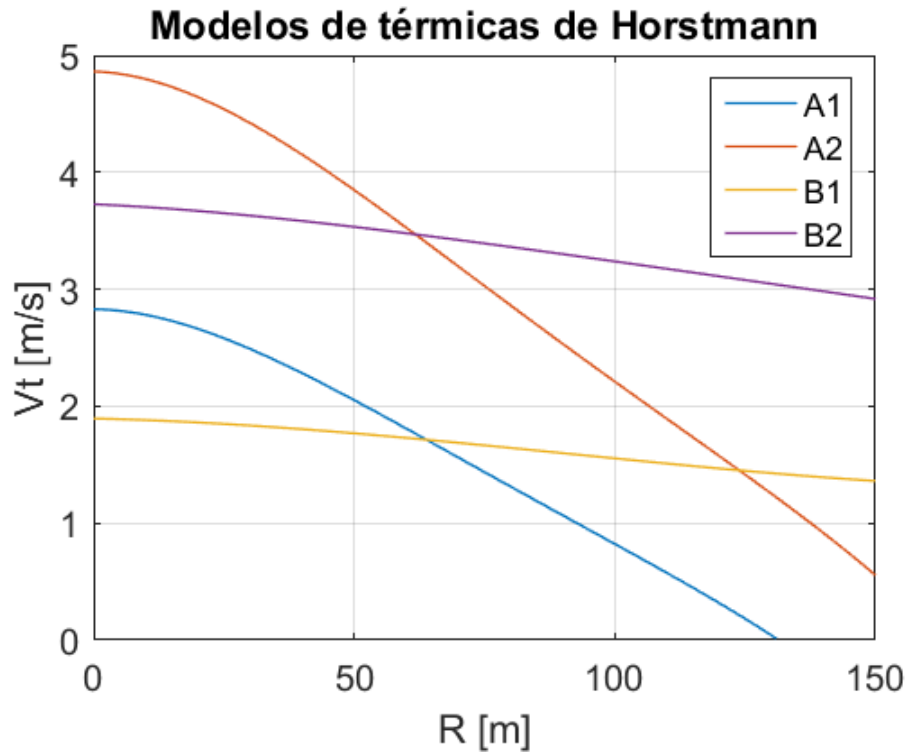


Figura 6 – Modelo de térmicas de Horstmann: A_1 , A_2 , B_1 e B_2 . Fonte: (1)

Velocidade de subida máxima em térmicas

Em voo ascendente em curva, Figura 5, para cada combinação de ângulo de inclinação ϕ e velocidade V_∞ , obtém-se um raio R e uma velocidade de descida em curva, dados pelas equações (3.12) e (3.11), respectivamente.

Assim, é possível visualizar graficamente, Figura 7, o comportamento da velocidade de descida V_{sc} em função da distância ao centro da térmica R . Observa-se que para cada ângulo de inclinação, há um ponto de máximo, de menor velocidade absoluta de descida. Sendo possível traçar uma curva limite que englobe todas as menores velocidades absolutas de descida para cada ângulo de inclinação específico.

Traçando-se a curva limite de menores velocidades absolutas de descida, junto com a velocidade ascendente V_t específica de um modelo de térmica, obtém-se a curva de velocidade de subida V_c , de determinado planador, de acordo com a equação (3.6), como observado na Figura 8.

Uma vez estabelecido a relação de $V_c = f(R)$, é possível determinar a máxima velocidade de subida que determinado planador pode atingir em uma térmica específica, graficamente pela Figura 8, ou analiticamente pelas equações seguintes:

$$V_{cmax} \rightarrow \frac{dV_c}{dR} = 0, \text{ com} \quad (3.13)$$

$$\frac{d^2V_c}{d^2R} < 0 \quad (3.14)$$

Observa-se que para cada modelo de térmica, determinado planador atinge uma velocidade de subida máxima em um ângulo de inclinação e raio específico, como pode ser observado na Figura 9.

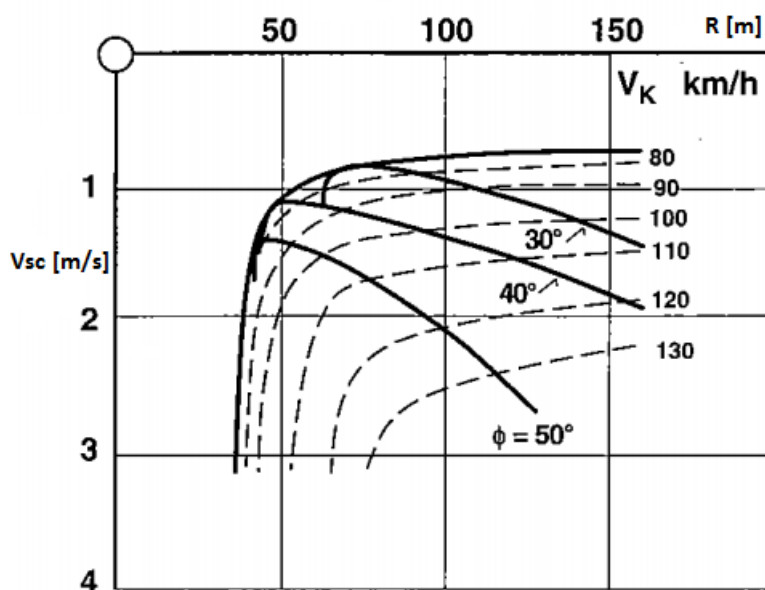


Figura 7 – Velocidade de descida V_{sc} x Raio. Fonte: (1)

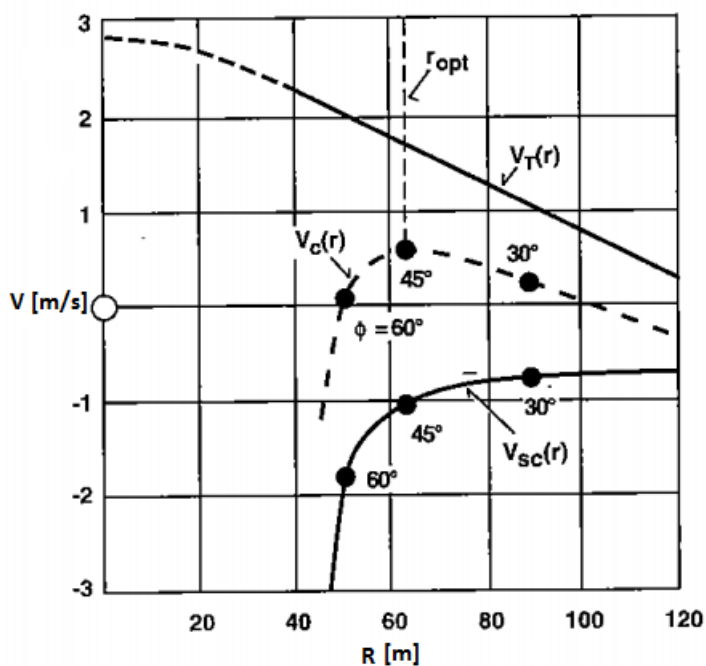


Figura 8 – Velocidade máxima de subida V_{cmax} em determinada térmica. Fonte: (1)

Para a análise de desempenho em voo *cross-country* será assumido que o planador está sempre na condição de velocidade de subida máxima, V_{cmax} , ou seja, apresenta uma combinação de ângulo de inclinação, velocidade e raio que ocasione V_{cmax} em uma determinada térmica. Na realidade, o planador pode executar o voo ascendente da maneira mais conveniente e possível para o piloto, porém para a comparação do desempenho entre diferentes projetos de planadores, tal hipótese provém uma forma consistente de avaliação.

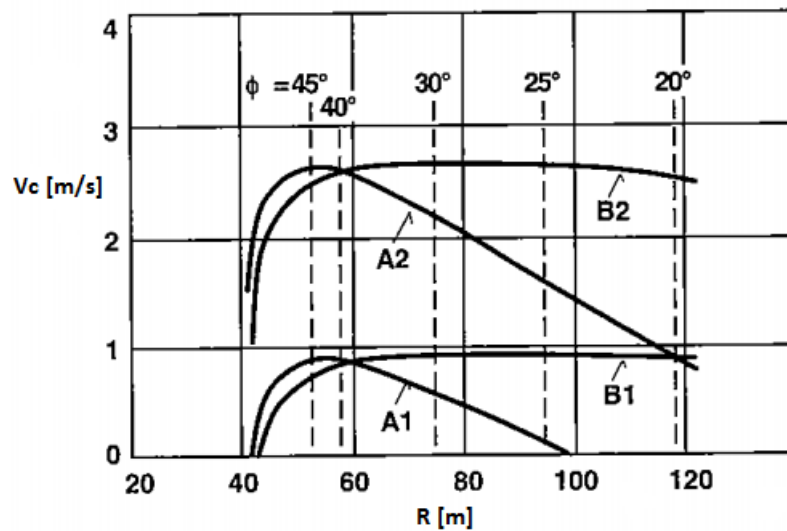


Figura 9 – V_{cmax} em cada modelo de térmica: A_1 , A_2 , B_1 e B_2 . Fonte: (1)

Modelo de frequência de térmicas de Quast

Em um voo *cross-country* específico, um planador irá se defrontar com diversas térmicas diferentes em um determinado percurso, cada uma com uma frequência de ocorrência. Segundo F. Thomas ⁽¹⁾, o modelo de clima de Quast, divide a ocorrência de térmicas por fases, com frequências aplicadas sobre a distâncias percorrida. Na Figura 10, observa-se a aplicação do modelo em um percurso genérico de 300 km.

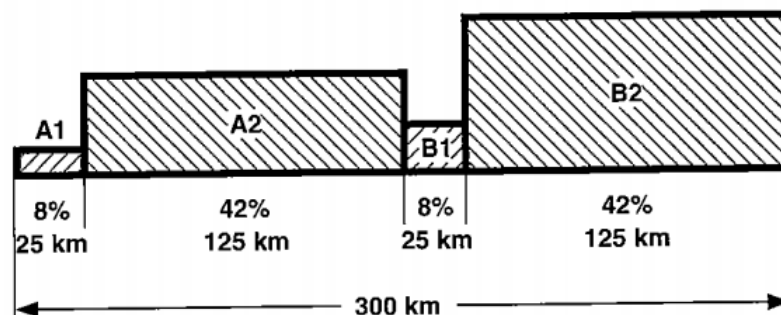


Figura 10 – Modelo de distribuição de térmicas de Quast. Fonte: (1)

Assim, nessa pesquisa, considerou-se o modelo de frequência de Quast, para compor uma velocidade de *cross-country* média avaliada em um percurso em que os modelos de térmicas A_1 , A_2 , B_1 e B_2 ocorrem com as frequências estabelecidas na Tabela 1.

Modelo	Frequência [%]
A1	8
A2	42
B1	8
B2	42

Tabela 1 – Modelo climático de Quast.

Nessa pesquisa, o objetivo de otimização será uma média entre as velocidades médias de *cross-country*, em um trajeto de distância horizontal D , dividido em quatro

fases de distância D_i , segundo o modelo de Quast. Cada fase D_i , representa uma sequência de n_i repetições de um determinado modelo de térmica. Assim, a velocidade média de *cross-country* em cada fase é dada pela equação:

$$V_{cci} = \frac{\frac{D_i}{n_i}}{\frac{T_i}{n_i}} = \frac{D_i}{T_i} \quad (3.15)$$

Logo, obtém-se uma velocidade média das velocidades de *cross-country* em cada fase, segundo o modelo de frequência de Quast da Tabela 1.

$$\bar{V}_{cc} = \frac{D}{T_{A1} + T_{A2} + T_{B1} + T_{B2}} = \frac{D(0.08 + 0.42 + 0.08 + 0.42)}{\frac{0.08D}{V_{ccA1}} + \frac{0.42D}{V_{ccA2}} + \frac{0.08D}{V_{ccB1}} + \frac{0.42D}{V_{ccB2}}} \quad (3.16)$$

Simplificando a equação (3.16), obtém-se:

$$\bar{V}_{cc} = \frac{1}{\frac{0.08}{V_{ccA1}} + \frac{0.42}{V_{ccA2}} + \frac{0.08}{V_{ccB1}} + \frac{0.42}{V_{ccB2}}} \quad (3.17)$$

Observa-se que a equação (3.17) apenas apresenta sentido caso o planador apresente velocidades ascendentes positivas em cada uma das térmicas. Ou seja, planadores que não consigam realizar voo ascendente em qualquer um dos modelos de térmicas serão automaticamente descartados dos resultados, pois não permitem a continuidade de um voo em que se encontrem os quatro modelos de térmicas no percurso.

A equação (3.17) será o objetivo principal em termos de desempenho a se atingir, ou seja, valores de \bar{V}_{cc} elevados.

3.3 Desempenho em voo entre térmicas

Entre duas térmicas consecutivas em um voo *cross-country*, o planador executa um voo planado, mantendo uma velocidade V_∞ e ângulo de planeio γ constantes.

A Figura 11, representa o digrama de corpo livre na condição de planeio. As equações (3.18) e (3.19), são obtidas das relações de equilíbrio em planeio.

$$L = W \cos \gamma \quad (3.18)$$

$$D = W \sin \gamma \quad (3.19)$$

Dividindo a equação (3.19) pela equação (3.18), e tomando-se por hipótese γ pequeno, obtém-se:

$$\frac{D}{L} = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{C_D}{C_L} \approx \gamma \quad (3.20)$$

Da relação de velocidades da Figura 11, obtém-se a velocidade de descida V_s e a componente horizontal V_g , dadas respectivamente por:

$$V_s = V_\infty \sin \gamma \approx V_\infty \gamma \approx V_\infty \frac{C_D}{C_L} \quad (3.21)$$

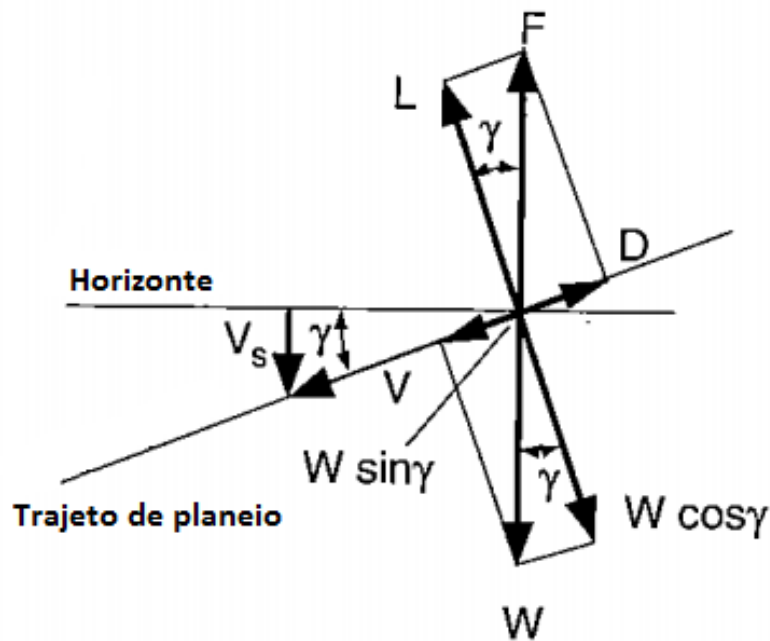


Figura 11 – Diagrama de corpo livre em planeio. Fonte: (1).

$$V_g = V_\infty \cos \gamma \approx V_\infty \quad (3.22)$$

Para otimizar a velocidade de *cross-country* do percurso realizado, deve-se de uma perspectiva de análise de desempenho, encontrar qual será a velocidade e consequentemente o C_L , a ser mantido no planeio. Portanto, dessa perspectiva, dado uma velocidade máxima de subida V_{cmax} possível de ser atingida na térmica seguinte, avalia-se qual trajetória seguir na Figura 12.

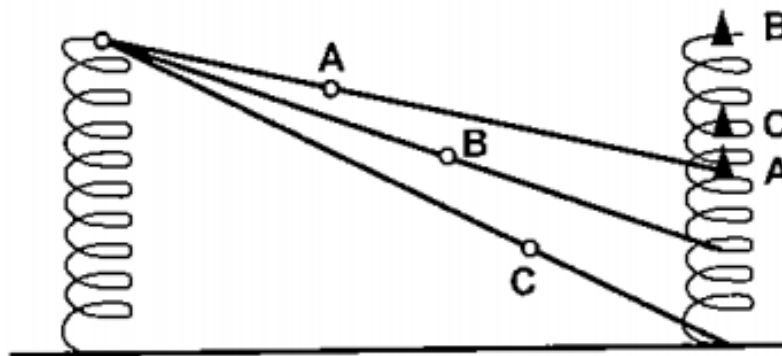


Figura 12 – Melhor trajeto de planeio entre térmicas. Fonte: (1).

Observa-se três possíveis trajetórias a se manter: A, B e C. Caso a V_{cmax} seja grande o suficiente, manter a trajetória A pode ser tornar o planeio demorado demais; da mesma forma, se V_{cmax} for muito pequena, manter a trajetória C pode ser rápido demais, com o tempo total prejudicado, devido a baixa velocidade de subida na térmica seguinte; assim, a trajetória a ser mantida é a B, que otimiza a velocidade de *cross-country*.

Da equação (3.5) deduzida anteriormente, obtém-se a equação:

$$V_{ccmax} = \frac{V_{cmax} V_g}{V_{cmax} + V_s} = \frac{V_{cmax} V_g}{V_{cmax} + V_g \frac{C_D}{C_I}} \quad (3.23)$$

deduzida da relação de triângulos semelhantes formados pelas velocidades da Figura 13. Logo, dada uma velocidade de subida máxima V_{cmax} na térmica seguinte ao planeio, pode-se encontrar a combinação de V_s e V_g a se manter para obter a velocidade de *cross-country* máxima.

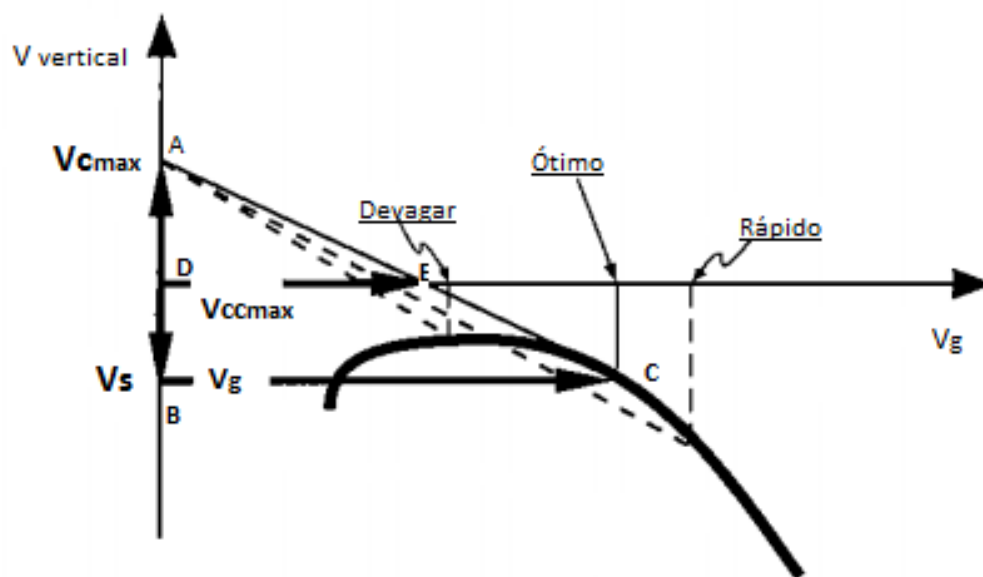


Figura 13 – Velocidade vertical x V_g - Condição com velocidade ascendente máxima: V_{cmax} . Fonte: (1)

4 Estabilidade estática

Nesse projeto de pesquisa a estabilidade teve que ser levado em consideração, uma vez que se pretende encontrar um projeto conceitual de uma aeronave que seja estável longitudinalmente. Além disso, para a correta avaliação do desempenho do planador em planeio, deve-se avaliar o planador na condição trimado.

No projeto conceitual é importante verificar se os requisitos de estabilidade estática para a categoria da aeronave são atendidos. O estudo de estabilidade, dinâmica ou estática, de uma aeronave pode ser separado em duas partes: longitudinal e latero-direcional. No que concerne à este projeto de pesquisa, apenas a estabilidade estática longitudinal do planador foi avaliada, não sendo outras avaliações o foco deste trabalho.

4.1 Estabilidade estática longitudinal

A base adotada para análise de estabilidade estática longitudinal foi a proposta por Raymer ⁽²⁾, que usa a equação dada por:

$$C_{M_{CG}} = C_{Lw} \frac{X_{cg} - X_{acw}}{c} + C_{mw} + C_{mw\delta_f} \delta_f + C_{m_{fus}} + \eta \frac{S_{ht}}{S_w} C_{Lht} \frac{X_{acht} - X_{cg}}{c} + C_{m_{propulsão}} \quad (4.1)$$

para o cálculo do coeficiente de momento resultante no centro de gravidade da aeronave ($C_{M_{CG}}$) em função do momento resultante adimensionalizado em relação ao centro de gravidade, oriundo de cada componente da aeronave da Figura 14.

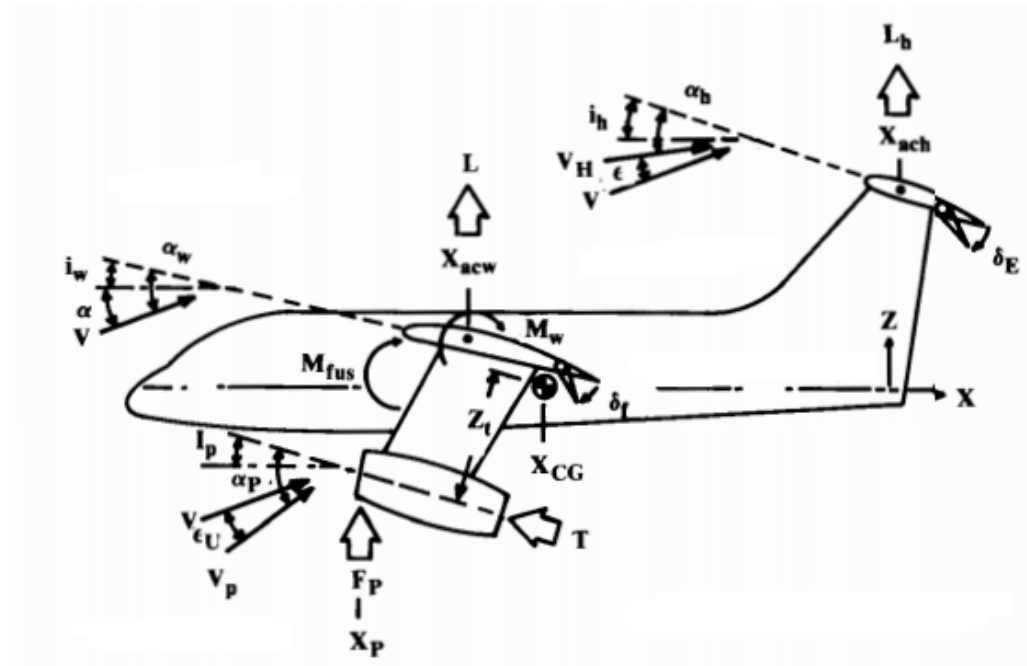


Figura 14 – Momentos longitudinais atuantes na aeronave. Fonte: (2)

Nas equações desse capítulo a indicação "ac" refere-se ao centro aerodinâmico, "ht" ao estabilizador horizontal, "w" a asa, "f" a fuselagem e os elementos não referenciados por

subíndices concernem à aeronave como ao todo, como X_{cg} , C_L e $C_{m\alpha}$. As áreas da asa e da empenagem são representadas por S_w e S_{ht} , respectivamente; enquanto $\eta_t = q_{ht}/q_w$ simboliza a eficiência da empenagem, a razão entre as pressões dinâmicas da empenagem e asa, assumida como 0.9 com base em Raymer ⁽²⁾.

Uma aeronave pode apresentar três comportamentos em relação a sua estabilidade estática longitudinal. A aeronave pode ser estável, instável ou neutra. Na Figura 15, observa-se que uma tendência de aumento de ângulo de ataque e consequentemente C_L , ocasionará comportamentos diferentes em cada aeronave. A aeronave estável, tenderá a desenvolver um momento negativo, que estabelecerá novamente a condição de trimagem em $C_m = 0$; um comportamento instável, será exatamente oposto, com o movimento tendendo a aumentar cada vez mais o movimento, enquanto a condição neutra manterá o estado em que foi posta após um distúrbio na condição de equilíbrio.

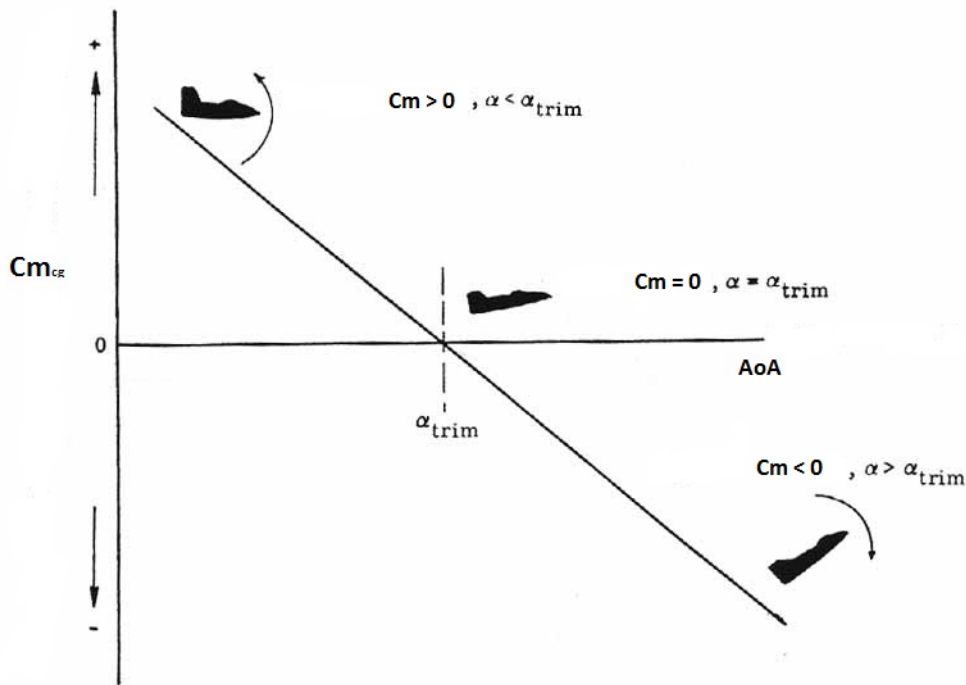


Figura 15 – Comportamento de uma aeronave estável frente a um distúrbio no equilíbrio. Fonte: Google Imagens.

Para assegurar estabilidade, o coeficiente de momento resultante no centro de gravidade da aeronave deve ser restaurador: assim em caso de um distúrbio que a retire da condição de equilíbrio, a aeronave deve retomar seu estado prévio. Matematicamente, as duas condições necessárias e suficientes para a estabilidade do planador são as representadas matematicamente por:

$$\frac{dC_{M_{cg}}}{dC_L} < 0 \quad (4.2)$$

e,

$$C_{M0CG} = f(C_L = 0) > 0 \quad (4.3)$$

A equação (4.2) representa o coeficiente angular da reta que relaciona o coeficiente de momento em relação ao centro de gravidade da aeronave com o coeficiente de sustentação da mesma. Adicionalmente, a condição dada pela equação (4.3) é necessária para que a aeronave possa voar convencionalmente.

Como o objeto de análise dessa pesquisa são planadores, a parcela devida a propulsão é eliminada da equação (4.1). Adicionalmente, no que diz respeito a deflexão de superfícies de controle, apenas a deflexão do profundor é considerada na análise de trimagem do planador, sendo a parcela devida a deflexão de flap na asa $C_{mw\delta_{flap}}\delta_{flap}$ desconsiderada. Além disso, a parcela oriunda da fuselagem é, por simplificação, desconsiderada na análise de planeio. Dessa forma tem-se:

$$C_{M_{CG}} = C_L \frac{X_{cg} - X_{acw}}{c} + C_{mw} + \eta \frac{S_{ht}}{S_w} C_{L_{ht}} \frac{X_{acht} - X_{cg}}{c} \quad (4.4)$$

O comprimento de referência c , é a corda média aerodinâmica da asa (MAC). Assim, as razões das coordenadas longitudinais dos centros aerodinâmicos X_{ac} e do centro de gravidade X_{cg} , em relação a corda média aerodinâmica, são referenciadas com barras.

$$C_{M_{CG}} = C_{Lw}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{mw} + C_{m_{fus}} + \eta \frac{S_{ht}}{S_w} C_{L_{ht}}(\bar{X}_{acht} - \bar{X}_{cg}) \quad (4.5)$$

Derivando-se a equação 4.5 em relação ao ângulo de ataque α , obtém-se:

$$\frac{dC_{M_{CG}}}{d\alpha} = C_{L_\alpha}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_{fus_\alpha}} + \eta \frac{S_{ht}}{S_w} C_{L_{ht_\alpha}} \left(\frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha} \right) (\bar{X}_{acht} - \bar{X}_{cg}) \quad (4.6)$$

que será utilizada na avaliação da reação do planador frente a um distúrbio na condição de equilíbrio.

Abaixo alguns termos da equação (4.6) são detalhados, correspondendo às contribuições da asa e da empenagem.

Coeficiente de momento da asa - C_{m_w} :

A parcela decorrente da asa apresenta o termo C_{mw} , que representa o coeficiente de momento aerodinâmico da asa atuante no centro aerodinâmico da asa.

Segundo Raymer ⁽²⁾, a equação (4.7) oferece uma aproximação para o momento aerodinâmico em função do momento aerodinâmico do perfil no centro aerodinâmico, $C_{m0_{perfil}}$ e do ângulo de enflechamento do centro aerodinâmico na corda média aerodinâmica.

$$C_{mw} = C_{m0_{perfil}} \frac{AR \cos(\Lambda_{0.25c})^2}{AR + 2 \cos(\Lambda_{0.25c})} \quad (4.7)$$

Contribuições da empenagem - $C_{L_{ht}}$ e $\frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha}$:

- Coeficiente de sustentação do estailizador horizontal - $C_{L_{ht}}$:

O coeficiente de sustentação atuante no estabilizador horizontal na condição de trimado, deve levar em conta a variação de sustentação em virtude da deflexão do profundor. Portanto o modelo utilizado considerou um *plain flap* de profundor, a equação (4.8) e ábacos (16) e (17) para determinar a variação de sustentação devido a deflexões na condição de trimado, segundo um modelo empírico proposto por Raymer ⁽²⁾.

$$\frac{\partial C_{L_{ht}}}{\partial \delta_{ht}} = 0.9 K_f \frac{\partial C_{l_{ht}}}{\partial \delta_{ht}} \frac{S_{profundor}}{S_{ht}} \cos(\Lambda_{HL}) \quad (4.8)$$

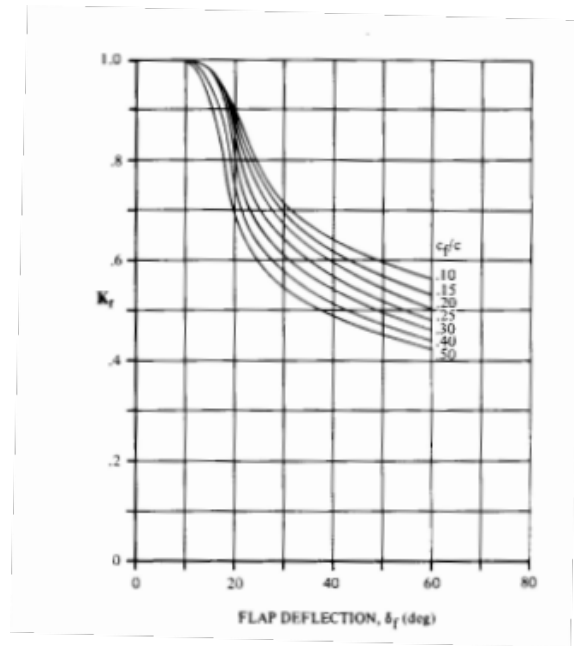


Figura 16 – Modelo empírico para *plain flap*. Fonte: (2)

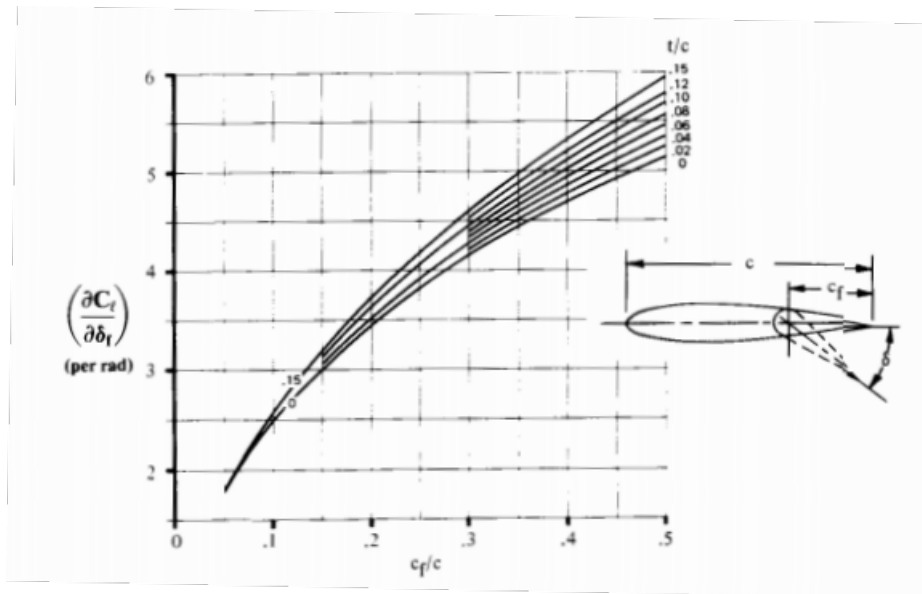


Figura 17 – Incremento teórico para *plain flap*. Fonte: (2)

- Variação do ângulo de ataque do profundor em relação a variação de α - $\frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha}$:

A parcela $\frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha}$ é encontrada em função da variação do ângulo de downwash $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$, conforme a equação (4.9). A parcela $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ é calculada com base no método proposto em Perkins ⁽⁵⁾.

$$\frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha} = 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \quad (4.9)$$

Ponto neutro e margem estática

Como ponto neutro, N_0 , define-se o ponto extremo em que o centro de gravidade pode localizar-se no eixo x longitudinal da aeronave, sem provocar instabilidade. Por definição, o ponto neutro ocorre quando $C_{m\alpha}$ é nulo, equação (4.6). De Raymer ⁽²⁾, a

equação dada por:

$$MS = \frac{N_0 - X_{cg}}{c} = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha_w}} \quad (4.10)$$

estabelece a variação possível do centro de gravidade da aeronave em relação ao ponto neutro, ou seja, sua margem estática. Nesse projeto, foi estabelecido um intervalo de margem estática aceitável para os planadores como restrição aos projetos desenvolvidos, tal estratégia será posteriormente detalhada no capítulo (7).

Centro de gravidade

O centro de gravidade da aeronave depende da distribuição de massa em toda a aeronave. Sua determinação prática envolve um balanço da distribuição de massa de cada componente em cada condição de voo. Para os objetivos dessa pesquisa, sua posição foi induzida a estar em uma posição favorável à estabilidade, uma vez que se impôs às aeronaves a condição de margem estática positiva para a obtenção de planadores estáveis. Da equação (4.6), isola-se a componente \bar{X}_{cg} , expressa pela equação (4.11).

$$\bar{X}_{CG} = \frac{C_{m_\alpha} + C_{L\alpha_w} X_{acw} + \eta \frac{S_{ht}}{S_w} C_{Lht_\alpha} \frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha} \bar{X}_{acht}}{C_{L\alpha_w} + \frac{S_{ht}}{S_w} C_{Lht_\alpha} \frac{d\alpha_{ht}}{d\alpha}} \quad (4.11)$$

5 Aerodinâmica

Como observado no capítulo (3), na análise do voo *cross-country* os coeficientes de sustentação e arrasto influenciam no desempenho em cada fase do voo e consequentemente na velocidade média de *cross-country*. Assim, uma análise da aerodinâmica do planador foi requerida em cada fase do voo, sendo necessário empregar um modelo computacional que determinasse o coeficiente de sustentação e o arrasto da aeronave numericamente.

Para a determinação do coeficiente de sustentação da asa e do estabilizador horizontal, foi empregado a teoria da linha de sustentação de Prandtl, enquanto que para a determinação do coeficiente de arrasto parasita C_{D0} , arrasto para $C_L = 0$, foi empregado o método de acúmulo de arrasto por componente (*Component Buildup Method*).

Com a identificação do coeficiente de sustentação da asa finita, foi possível calcular o arrasto induzido C_{Di} , oriundo devido a sustentação de cada superfície, que por sua vez somado a parcela do C_{D0} descreve a polar de arrasto quadrática utilizada para descrever o arrasto da aeronave. A equação (5.1) representa a polar de arrasto da aeronave, na qual o parâmetro K representa o coeficiente de proporção do arrasto induzido, que depende de características geométricas de projeto da aeronave calculado em um Reynolds específico.

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (5.1)$$

5.1 Método de acúmulo de arrasto por componente

O método de acúmulo de arrasto por componente utilizado, baseou-se no modelo apresentado em Raymer ⁽²⁾, no qual a parcela de arrasto parasita, independente da sustentação, é expressa como um somatório com base na contribuição de cada componente da aeronave, conforme a equação (5.2), na qual o subíndice "c" refere-se a um componente em específico da aeronave.

$$C_{D0} = \frac{\sum C_{fc} F F_c Q_c S_{wet_c}}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{LP}} \quad (5.2)$$

Área molhada (S_{wet_c})

A área molhada é por definição a área em contato com o escoamento. Assim, cada estimativa de área molhada a seguir é apresentada para a asa, estabilizador horizontal, estabilizador vertical e fuselagem.

Asa

A área molhada da asa é calculada pela equação (5.3), na qual (t/c) representa a espessura relativa do perfil do aerofólio, e S_{exp} a área de referência da asa calculada pela equação (5.4), descontando a área do prolongamento da fuselagem da área de referência.

A S_{ref} é a área da projeção em planta, prolongada no interior da fuselagem, aproximada por um trapézio como sugerido pelo Raymer ⁽²⁾. A expressão fornecida pela

equação (5.3) retrata uma aproximação da área molhada, que pode servir tanto para asas quanto para estabilizadores, sendo que é representativa para espessuras características (t/c) maior que 5%.

$$S_{wet} = S_{exp} \left[1.977 + 0.52 \left(\frac{t}{c} \right) \right] \quad (5.3)$$

$$S_{exp} = S_{ref} - S_{prolongamento} \quad (5.4)$$

Estabilizador horizontal - HT

A área molhada do estabilizador horizontal é calculada seguindo o mesmo procedimento realizado para a asa, só que nesse caso usando dados de t/c e S_{ref} do estabilizador horizontal.

Estabilizador Vertical - VT

Mais uma vez a área molhada é encontrada a partir das mesmas etapas relatadas no cálculo referente à asa, com a exceção do uso da espessura e área de referência do estabilizador vertical.

Fuselagem

A estimativa da área molhada da fuselagem é realizada a partir da equação (5.5), encontrada no livro do Stinton⁽⁸⁾, sendo D o diâmetro máximo da fuselagem e L o comprimento da fuselagem.

$$S_{wet} = 2.45DL \quad (5.5)$$

Coeficiente de fricção de placa plana (C_{fc})

Esse componente é sensível ao tipo de escoamento incidente sobre a estrutura, entre laminar e turbulento. As equações dadas por:

$$C_{f_{laminar}} = 1.328\sqrt{Re} \quad (5.6)$$

$$C_{f_{turbulento}} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} (1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad (5.7)$$

calculam o coeficiente de fricção das duas situações, sendo Re o número de Reynolds e M o número de Mach.

Caso a superfície da estrutura seja muito rugosa, o número de Reynolds calculado da forma tradicional, como vista na equação (5.8), pode não representar o nível de perturbação da camada limite. Para isso, verifica-se o número de Reynolds *cutoff*, como visto na equação (5.9). Dessa forma, escolhe-se aquele que apresentar o menor valor. Sendo ρ a densidade do fluido, V a velocidade, L o comprimento de referência, μ a viscosidade dinâmica e k a rugosidade da superfície.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (5.8)$$

$$Re_{cutoff} = 38.21 \left(\frac{L}{k} \right)^{1.053} \quad (5.9)$$

Fator de forma de cada componente (FF_c)

O fator de forma tem a função de adaptar o coeficiente de fricção da placa plana para a geometria encontrada na aeronave. Portanto, existem diferentes possibilidades de equações para diferentes tipo de superfícies. A equação (5.10) retrata o fator de forma para asas e estabilizadores, sendo (t/c) a espessura máxima do perfil, $(x/c)_m$ é posição ao longo da corda de maior espessura e Λ_m o enflechamento nessa posição.

$$FF = \left[1 + \frac{f}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (5.10)$$

Para fuselagens e canopys suaves, aplica-se a equação (5.11). O fator f é definido na equação (5.12), em que A_{max} é a área transversal máxima da estrutura.

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (5.11)$$

$$f = \frac{L}{d} = \frac{L}{\sqrt{(4/\pi) A_{max}}} \quad (5.12)$$

Por fim, a nacelle e os canopys externos são calculados pela equação (5.13).

$$FF = 1 + \left(\frac{0.35}{f} \right) \quad (5.13)$$

Fator de interferência (Q)

O fator Q retrata possíveis interferências que as estruturas possuem que causem perturbação no escoamento. As interferências implicam em uma variação de 0% a 30% dependendo de configurações da aeronave, como altura da asa e tipo de estabilizador. Os valores do fator de interferência para cada superfície são listados na Tabela ??, com base em Raymer ⁽²⁾.

	Asa	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical	Fuselagem
Q	1	1.03	1.03	1

Tabela 2 – Valores do Fator de Interferência.

Coeficiente de arrasto de miscelâneas (C_{Dmisc})

As miscelâneas são componentes do arrasto que não são necessariamente contabilizados no método anterior aplicado a aeronaves em geral. Itens como componentes do trem de pouso, estruturas externas, armamentos e elementos de frenagem (como paraquedas e spoilers) podem ser contabilizados dessa forma. Para calcular o arrasto gerado por esses elementos, utiliza-se o conceito de (D/q) , segundo a equação 5.14.

$$C_{D_{miscelamento}} = \frac{(D/q)}{\text{Área Frontal}} \quad (5.14)$$

Dessa forma, através de valores tabelados (encontrados no Raymer⁽²⁾), é possível encontrar o coeficiente de arrasto através da área frontal de cada elemento.

Outro elemento importante utilizado em arrasto de miscelâneas é o cone de cauda. O cone de cauda tem uma função fundamental de proporcionar o rolamento da aeronave durante a decolagem. Porém, na mesma região ocorre a separação do escoamento vindo da seção contínua da fuselagem. Dessa forma, o ângulo do cone de cauda determina o quão abrupta é essa separação, causando um maior ou menor arrasto. A expressão que determina o coeficiente de arrasto devido ao ângulo de cauda é vista na equação 5.15, sendo u o ângulo (em radianos) entre a linha média da fuselagem e a linha que passa pelo centro do cone, e A_{max} seção transversal máxima da fuselagem.

$$(D/q)_{cone} = 3.83u^{2.5}A_{max} \quad (5.15)$$

Uma alternativa ao cálculo dos diversos componentes do trem de pouso para a estimativa de seu arrasto parasita é a possibilidade apresentada pelo Stinton⁽⁸⁾, adotando um coeficiente que atribui uma porcentagem em relação ao arrasto parasita total calculado no restante da aeronave. Dessa forma foi possível estipular a contribuição do arrasto parasita para o trem de pouso durante o pouso e a decolagem.

Por fim, existe uma contribuição adicional da deflexão do flap. Esse fato é facilmente compreendido por conta do aumento de área frontal que esse deflexão proporciona frente ao escoamento. Esse aumento no arrasto é de difícil de estimar sem a devida simulação computacional, porém o Raymer⁽²⁾ traz essa aproximação, que é vista na equação 5.16.

$$\Delta C_{D_{0flap}} = F_{flap} \left(\frac{C_f}{C} \right) \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) (\delta_{flap} - 10) \quad (5.16)$$

Como é possível perceber, a equação só faz sentido caso a deflexão seja maior que 10° , uma vez que não há a possibilidade de um arrasto negativo nessas situações de voo. Nessa equação F_{flap} é um coeficiente dependente do tipo de flap utilizado (0.014 para flaps plain e 0.0074 para flaps slotted, por exemplo), C_f é a corda do flap, $S_{flapped}$ é a área da asa em que há flap e δ_{flap} é a deflexão do flap, em graus.

Na determinação da componente de arrasto de miscelâneas para planadores, a única contribuição utilizada foi o arrasto oriundo da deflexão de superfícies de controle. Tal simplificação foi adotada uma vez que a análise de desempenho é realizada em voo, assumindo-se trem de pouso recolhido e uma fuselagem esbelta sem apresentar um cone de cauda significativo.

Coeficiente de arrasto de protuberâncias (C_{DLAP})

O coeficiente de arrastos de protuberâncias leva em conta o arrasto causado por pequenos elementos e protuberâncias que são necessários para a aeronave, mas que não são facilmente calculados, como antenas, buracos e exaustões. Por esse motivo que costumam ser uma média da porcentagem do arrasto parasita restante, dependendo do tamanho da aeronave e de seu tipo. Como se trata planador, adota-se 2% para esse projeto, conforme recomendado em Raymer ⁽²⁾.

5.2 Linha de sustentação de Prandtl

A teoria da linha de sustentação de Prandtl permite a quantificação da influência dos vórtices de ponta de asa no escoamento ao longo de uma asa. Essa influência, o *downwash*, torna a distribuição de sustentação ao longo da asa diferente, uma vez que para um mesmo ângulo de ataque a asa finita gera menos sustentação, comparando-se a asa infinita, ou seja, ao comportamento do aerofólio 2D.

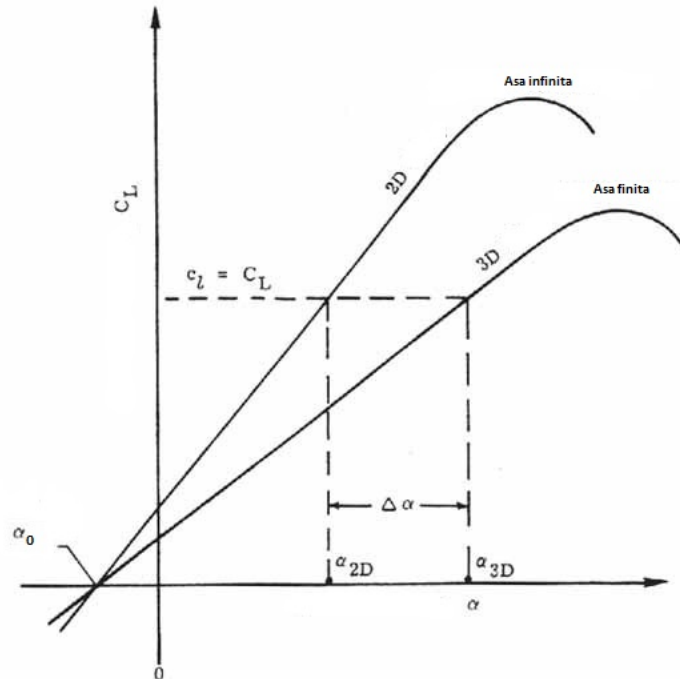


Figura 18 – Polar de sustentação de uma asa finita e infinita. Fonte: Anderson ⁽³⁾

Devido ao efeito do *downwash*, o ângulo efetivo α_{ef} observado pelo aerofólio é dado por:

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i \quad (5.17)$$

sendo α_i o ângulo de ataque induzido devido ao *downwash* e α o ângulo de ataque geométrico.

Assim, a substituição da asa por um filamento de vórtices, permite a determinação da sustentação em determinado ângulo de ataque da asa. Segundo, Anderson ⁽³⁾ a asa pode ser discretizada em seções, conforme especificado na Figura 19. Assim, para cada seção n da asa é possível aplicar-se a equação:

$$\mu(\alpha - \alpha_0) = \sum A_n \sin(n\theta) \left(1 + \frac{n\mu_n}{\sin(\theta)}\right) \quad (5.18)$$

obtendo-se um sistema de equação nas variáveis A_n , com:

$$\mu = \frac{c_n a_\infty}{4b} \quad (5.19)$$

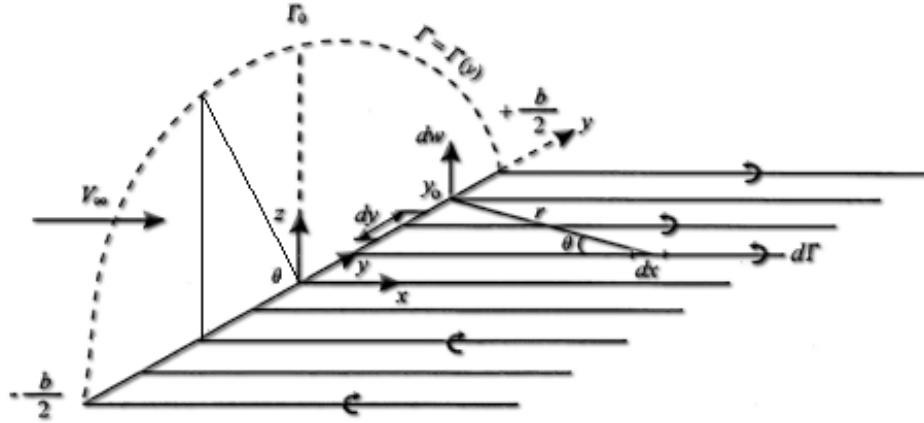


Figura 19 – Linha de sustentação composta por vórtices. Fonte: Google Imagens.

Nas equações (5.18) e (5.19), n representa o número de seções da asa descritizadas, θ o ângulo de cada seção, conforme a Figura 19, c_n a corda de cada seção e a_∞ a inclinação da curva C_l x α do aerofólio.

Uma vez resolvido o sistema de equação em A_n , a obtenção do coeficiente de sustentação da asa e do arrasto induzido podem ser obtidos, segundo Anderson⁽³⁾, respectivamente por:

$$C_L = \pi A R A_1 \quad (5.20)$$

$$C_{Di} = \left(\frac{1 + \delta}{\pi A R} \right) C_L^2 = K C_L^2 \quad (5.21)$$

5.3 Validação do modelo aerodinâmico

A estimativa do coeficiente de sustentação da asa finita e do coeficiente de arrasto total foi realizada empregando-se os métodos apresentados nas seções anteriores.

Com a teoria da linha de sustentação de Prandtl, foi possível estabelecer o comportamento do coeficiente de sustentação para uma asa finita, com a influências dos vórtices de ponta de asa. Além disso, pode-se determinar o arrasto induzido devido a sustentação e a definição do parâmetro K , de proporção do arrasto induzido. Adicionalmente, com o emprego do método de acúmulo de arrasto por componente, pode-se estimar o arrasto total da aeronave em determinada condição de operação, segundo o modelo quadrático apresentado na equação (5.1).

Para a verificação do modelo aerodinâmico, comparou-se os resultados do modelo com os resultados oriundos de dados experimentais de túnel de vento, publicados no artigo *CHARACTERISTICS OF THE NACA 23012 AIRFOIL FROM TESTS IN THE FULL SCALE WIND TUNNEL* (4) e, adicionalmente, a dados aerodinâmicos obtidos do programa Xflr5, que utiliza o método dos painéis para a predição de características aerodinâmicas.

Parâmetro	Valor
Aerofólio	NACA - 23012
Envergadura [m]	10.9728
Corda [m]	1.8288
Afilamento (λ)	1
Velocidade [m/s]	26.0604
Reynolds	$3.362 \cdot 10^6$

Tabela 3 – Modelo e parâmetros de ensaio.

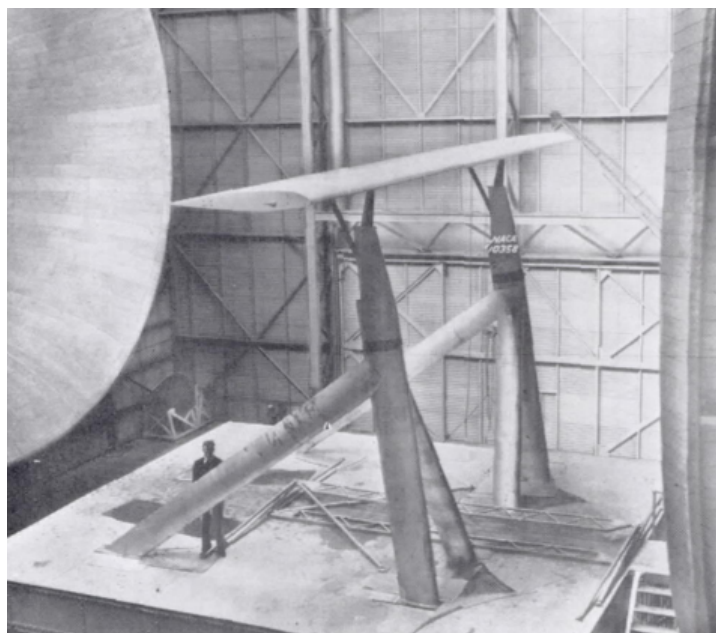


Figura 20 – Asa em escala real ensaiada em túnel de vento. Fonte: (4)

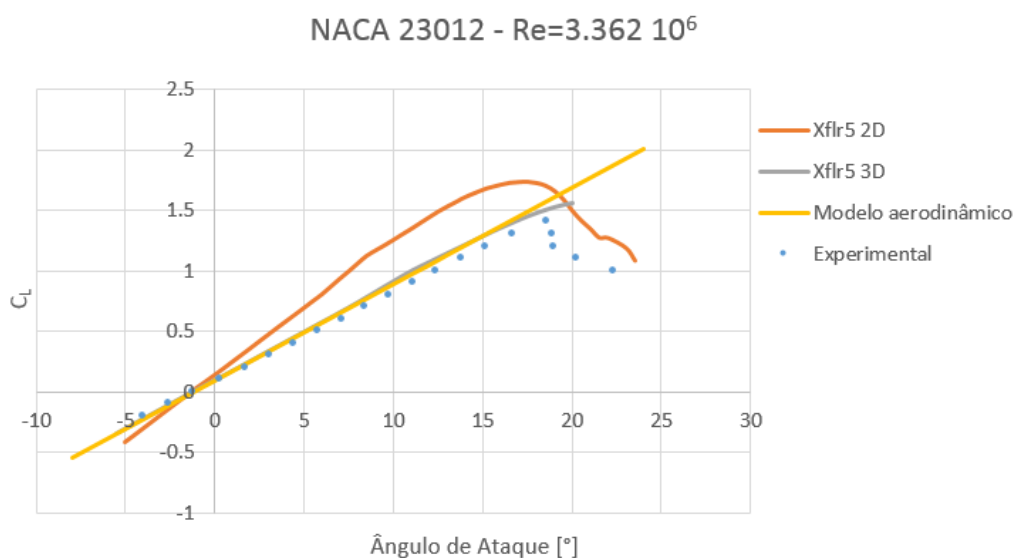


Figura 21 – Comparação dos coeficientes de sustentação obtidos por métodos diferentes.

Assim, determinou-se a sustentação e arrasto de uma asa finita de aerofólio NACA 23012, com a geometria e condições de operação descritos na Tabela 3.

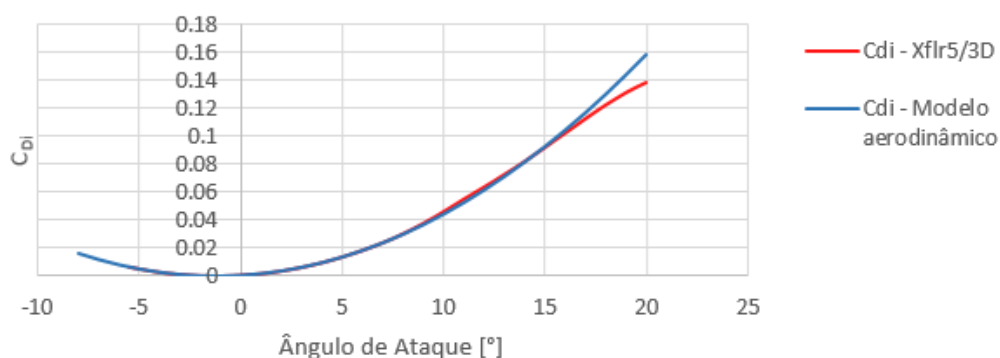
NACA 23012 - $Re=3.362 \cdot 10^6$ 

Figura 22 – Comparação arrasto induzido entre o modelo aerodinâmico e o programa Xflr5.

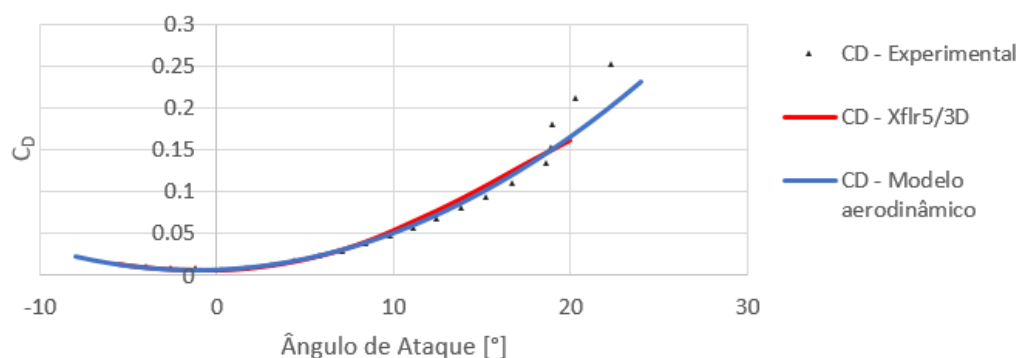
NACA 23012 - $Re=3.362 \cdot 10^6$ 

Figura 23 – Comparação do arrasto total.

Analisando-se a polar da Figura 21, observa-se que o método da linha de sustentação, assim como o Xflr5, desviam um pouco do comportamento em túnel de vento da asa analisada. Porém, tal variação é pequena e esperada conforme o ângulo de ataque da asa aumenta. Outra observação relevante a se fazer é a não consideração de efeitos viscosos, como a separação da camada limite, no caso do método da linha de sustentação. Como se observa, o estol mostra-se evidente em maiores ângulos de ataque, porém nas análises realizadas tal cuidado será considerado ao se limitar a variação de ângulo de ataque, evitando-se a região do estol.

No que tange a comparação do arrasto, observa-se na Figura 22 uma real semelhança entre o arrasto induzido obtido pela linha de sustentação e pelo método dos painéis do programa Xflr5, destoando-se mais em elevados ângulos de ataque. Em relação ao arrasto total, Figura 23, observa-se em ângulos de ataque inferiores a 10° valores consideravelmente muito próximos dos três métodos. Sendo o arrasto total obtido pelo modelo computacional mais divergente em ângulos de ataque elevados, onde efeitos significativos de separação da camada limite estão presentes.

6 Algoritmos Genéticos

6.1 Conceitos iniciais

Algoritmos genéticos (AG) são baseados nos princípios da evolução populacional, na qual os indivíduos mais aptos sobrevivem e propagam seus genes, gerando descendentes na cadeia evolutiva. AG são eficientes em encontrar uma solução ótima global, ou uma fronteira de soluções ótimas para determinados objetivos em um vasto espaço amostral.

Devido a equivalência com o princípio da evolução das espécies e conceitos relacionados a genética, algumas definições são necessárias:

- gene: Um gene representa uma característica específica do indivíduo;
- cromossomo: Um cromossomo representa uma combinação de genes;
- indivíduo: Um indivíduo representa uma solução em potencial em uma população, sendo que cada indivíduo em AG representado por um único cromossomo;
- população: Uma população é um conjunto de indivíduos formando uma conjunto de soluções possíveis;
- geração: Uma geração representa uma população como um todo, sendo que a cada nova geração a população se renova com um novo conjunto de indivíduos;
- função de aptidão: Função de avaliação de um indivíduo da característica objetivo a se atingir.

Em uma população, indivíduos mais aptos, ou seja, que forem melhores avaliados pela função de aptidão, terão mais chances de propagar suas informações genéticas para a população seguinte, através de seus descendentes.

A criação de novos indivíduos é baseada em operadores genéticos, sendo que a evolução de uma geração para a outra ocorre em três fases: avaliação da aptidão, seleção dos mais aptos e reprodução.

Há uma série de operadores genéticos e técnicas que geram cada geração, algumas delas utilizadas nessa pesquisa são:

- cruzamento: Cruzamento entre indivíduos para gerar descendentes com variabilidade genética;
- elitismo: Os n melhores indivíduos de uma população são levados para a próxima geração.

6.2 Otimização

Assim como apresentado na seção anterior, cada aeronave será um indivíduo de determinada população. Esse indivíduo é representado por um cromossomo, formado por uma sequência de genes, com cada gene representando uma característica da aeronave como alojamento da asa, envergadura, afilamento, perfil da asa e estabilizadores, comprimento da fuselagem entre outros. A cada geração o AG cria uma nova população, sendo a evolução de cada geração fundamentado na avaliação da aptidão de cada indivíduo, seleção dos mais aptos e posterior reprodução.

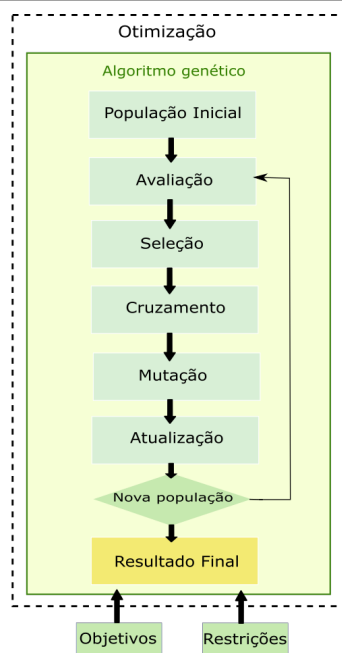


Figura 24 – Algoritmos genéticos.

Os resultados obtidos utilizando-se algoritmos genéticos são satisfatórios quando comparados com outros métodos de otimização, devido a eficiência da busca quando se envolve um complexo espaço amostral, repleto de inúmeras soluções locais e combinações possíveis.

Nessa pesquisa, as estratégias de utilização do AG são detalhadas no capítulo (7), no qual todos os genes e técnicas utilizadas são detalhadas. Esse método de otimização foi utilizado buscando-se um máximo global no espaço das velocidades médias de *cross-country* obtidas pelas diversas configurações de planadores analisadas, submetidas a restrições quando a variações de características de projeto, bem quanto a restrição de um comportamento da estabilidade estática longitudinal estável.

7 Módulos computacionais

Para o desenvolvimento desse projeto foram desenvolvidos 5 módulos computacionais, programados em Matlab[®], que juntos permitem a avaliação da velocidade média de *cross-country* de um planador.

A metodologia do projeto pode ser observada na Figura 25, na qual está presente as relações de comunicação entre cada módulo computacional listados a seguir e detalhados nas subseções seguintes, apresentando de forma qualitativa as principais atribuições e hipóteses empregadas em cada módulo.

Módulos computacionais:

- Módulo de otimização;
- Módulo geométrico;
- Módulo de estabilidade;
- Módulo aerodinâmico;
- Módulo de desempenho.

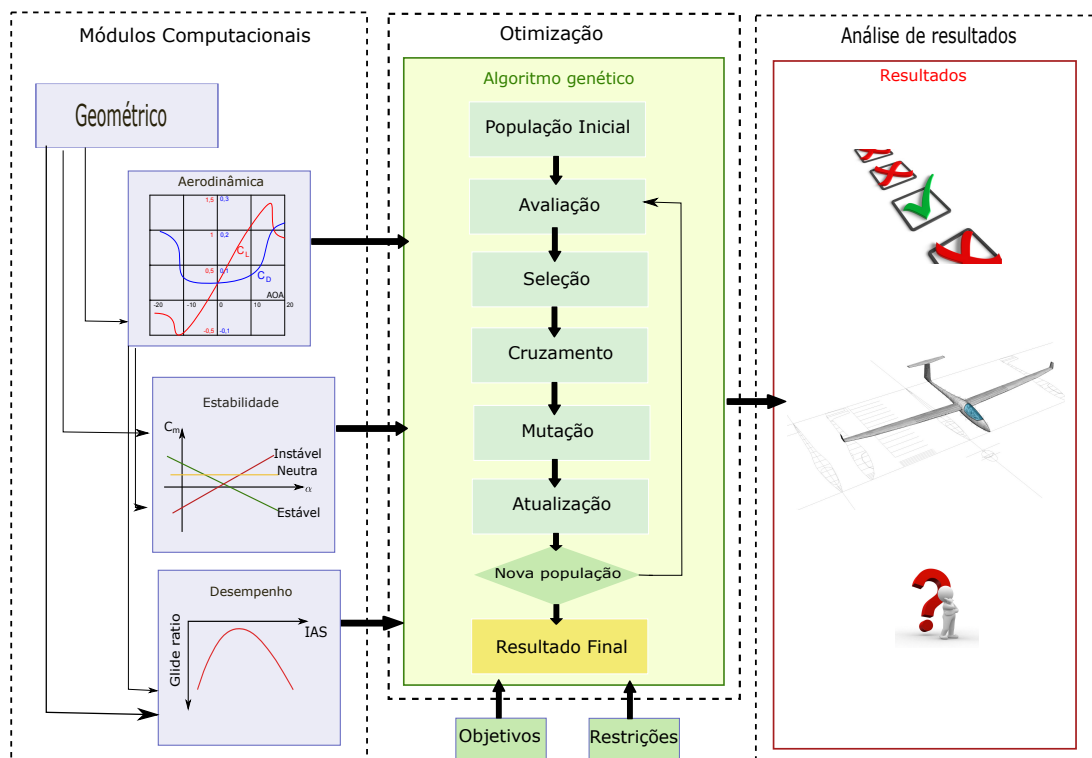


Figura 25 – Metodologia do projeto.

7.1 Otimização

O módulo computacional que realiza a otimização do projeto conceitual do planador empregou as ferramentas computacionais de otimização via algoritmos genéticos disponíveis em Matlab[®]. O foco desse projeto de pesquisa não foi o desenvolvimento dos algoritmos

genéticos de otimização, mas sim o seu entendimento e aplicação a um problema no meio aeronáutico.

Os algoritmos genéticos, fundamentados na evolução populacional e na sobrevivência dos mais aptos, selecionam os melhores candidatos de cada população e propagam suas características gerando novas populações a cada geração. Cada indivíduo de determinada população é representado por um cromossomo, formado por uma sequência de genes, com cada gene representando uma característica da aeronave.

Um indivíduo em específico é composto por três tipos de genes: genes variáveis, calculados e fixos. Os genes variáveis serão modificados pelo módulo de otimização, enquanto os genes calculados são obtidos como resultado em consequência dos genes variáveis e fixos assumidos. Os genes fixos, como o próprio nome se refere, são fixos, independentemente do indivíduo, devido a motivos que são explicados na seção seguinte.

Os genes escolhidos para serem variados pelo algoritmo genético estão representados na Tabela 4, na qual também pode ser observado os limites de variação dos parâmetros propostos, baseados nas referências Raymer⁽²⁾, Thomas⁽¹⁾ e em um banco de dados de planadores. No total foram escolhidos 13 genes variáveis, a partir dos quais outras grandezas necessárias podem ser obtidas.

Gene Variável	Variável	Limite Inferior	Limite Superior
Alongamento da asa	AR	9.9	39.8
Envergadura asa/comprimento da fuselagem	$\frac{b_w}{L_f}$	1.46	2.85
Afilamento da asa	λ_w	0.27	1
Aerofólio da asa	$aerofólio_w$	Tabela 5	
Ângulo de torção da asa (washout) [°]	ϕ	-5	0
Posição do início da asa na fuselagem [m]	X_w	2.1	2.4
Tipo de empenagem	tipo	convencional / cruz / "T"	
Aerofólio do estabilizador horizontal (HT)	$aerofólio_{ht}$	Tabela 5	
Afilamento do HT	λ_{ht}	0.3	0.5
Massa da aeronave [kg]	W	204	850
Margem estática	SM	0.05	0.15
Razão corda do profundor e do HT	$\frac{c_f}{c_{ht}}$	0.05	0.5

Tabela 4 – Genes variáveis pelo algoritmo genético.

Cada candidato da população é uma possível configuração do planador que é avaliado pela função de avaliação dada pela equação (7.1). Com o vetor \vec{p} composto pelos genes descritos na Tabela 4.

$$\bar{V}_{cc} = f(\vec{p}) \quad (7.1)$$

A função de avaliação $f(\vec{p})$ integra os demais módulos para a obtenção de uma média das velocidades médias de *cross-country* do planador, submetida as restrições impostas e aos objetivos estabelecidos para que seja realizada a avaliação da aptidão dos candidatos.

Aerofólio	Elemento considerado	Número de identificação
NACA - 0012	ASA /HT	1
s9026	ASA/HT	2
e662	ASA	3
e403	ASA	4
e583	ASA	5
e603	ASA	6
fx61163	ASA	7
fxs02196	ASA	8
NACA - 23012	ASA	9
NACA - 633618	ASA	10
sm701	ASA	11
ea81006	ASA	12

Tabela 5 – Aerofólios considerados em cada superfície.

7.2 Geométrico

O módulo geométrico é responsável por receber o vetor de genes variáveis \vec{p} do módulo de otimização, para cada indivíduo gerado. Com base nos genes contidos no vetor \vec{p} , novos parâmetros geométricos são calculados.

Alguns parâmetros são fixados, e se mantêm constantes independente do indivíduo gerado. Tais parâmetros são mostrados na Tabela 6 e foram escolhidos com base em valores de referência para planadores. Tais valores foram fixados por um ou mais dos seguintes motivos:

1. A variação de determinada característica não influencia na função de aptidão, devido a metodologia empregada;
2. A influência da variação de determinada característica sobre a função de aptidão foge do escopo do projeto de pesquisa. Aqui, destaca-se o dimensionamento do estabilizador vertical, na qual a estabilidade latero-direcional não é avaliada;
3. A variação de determinada característica se torna complexa e inviabiliza a aplicação da metodologia empregada nessa pesquisa. Aqui, destaca-se o efeito do enflechamento e diedro sobre o método da linha de sustentação de Prandtl;
4. Por questão de simplificação, viabilidade e ergonomia, como por exemplo o formato e raio da fuselagem.

Genes fixos	
Fuselagem	
Raio fuselagem - R [m]	0.5334
Estabilizador Horizontal	
Torção ϕ [°]	0
Ângulo de incidência - i [°]	0
Eficiência do profundor- η	0.9
Estabilizador Vertical	
Alongamento - AR	1.2
Afilamento - λ	0.8
Aerofólio	NACA-0012
Enflechamento bordo de ataque - Λ_{LE} [°]	20
Asa	
Enflechamento bordo de ataque Λ_{LE} [°]	1
Ângulo de incidência - i [°]	2
Posição asa	Média

Tabela 6 – Genes fixos.

Cabe salientar que a asa, estabilizador vertical e horizontal foram assumidos trapezoidais, além da fuselagem também ser assumida de forma simplificada composta por dois cones de base comum.

Os módulos aerodinâmico, de estabilidade e de desempenho são alimentados pelo módulo geométrico que realiza a atualização das dimensões em planta do planador.

7.3 Estabilidade

A análise da estabilidade estática longitudinal da aeronave é o objetivo do módulo estabilidade. Suas principais atribuições são:

1. Identificar a condição de voo trimado e o respectivo arrasto nessa condição de voo, consultando as polares aerodinâmicas da aeronave;
2. Garantir um planador longitudinalmente estável, dentro das condições de margem estática imposta.

A análise da condição de voo trimado é importante, pois para a correta avaliação do desempenho da aeronave, avalia-se a aeronave na condição de trimada. Para isso, utilizou-se das polares aerodinâmicas fornecidas pelo módulo aerodinâmico em diversos Reynolds de operação na condição de equilíbrio.

O módulo de estabilidade garante a obtenção de um planador estável, uma vez que um dos genes do módulo geométrico restringe a margem estática a um intervalo positivo. Sendo, pela equação (4.10), o $C_{m\alpha}$ da aeronave determinado, e posteriormente a posição do centro de gravidade do planador pela equação (4.6).

Cabe aqui salientar, que em um projeto conceitual de uma aeronave, com base em Raymer ⁽²⁾, a posição do centro de gravidade é obtida com base em uma análise

da distribuição de massa de cada elemento na aeronave já dimensionada. A abordagem nesse trabalho, deu-se restringindo a obtenção de um planador estável, assumindo uma margem estática e então calculando-se o centro de gravidade, com o devido cuidado de restringir valores condizentes com a realidade. Além disso, muitos planadores modernos carregam lastros de água, utilizados para otimizar o desempenho em diferentes fases de voo, influenciando também na estabilidade da aeronave. Entretanto, os planadores assumidos nesse trabalho não consideram variações de massa da aeronave durante o voo.

Uma hipótese importante e verossímil foi tomada no modelo de estabilidade. Como o planeio de planadores ocorre com a suposição de um ângulo de planeio consideravelmente pequeno, foi desconsiderado o efeito do ângulo de planeio γ nas análises de estabilidade apresentadas no capítulo (4). Pois assim, a estabilidade pode ser analisada sem a dependência da variável incógnita arrasto C_D , permitindo fornecer as informações necessárias para que se determine o arrasto atuante sobre o planador na condição trimado com superfícies de controle fixas.

7.4 Aerodinâmico

O módulo aerodinâmico tem as seguintes atribuições principais:

1. Análise da polar de sustentação das superfícies sustentadoras (asa e estabilizador horizontal);
2. Análise da polar de arrasto da aeronave.

Para a avaliação da aerodinâmica nas condições de voo *cross-country*, considerando diferentes Reynolds de operação e diferentes aerofólios para a asa e estabilizador horizontal, foi desenvolvido um banco de dados com as informações da Tabela 7 para diferentes Reynolds de operação. Tais informações foram obtidas computacionalmente do programa Xflr5.

Parâmetro	Símbolo
Coefficiente angular da polar de sustentação	$C_{l\alpha}$
Ângulo de sustentação nula	α_0
Polar de momento do aerofólio	$C_m \times \alpha$
Razão espessura máxima pela corda do aerofólio	t/c
Posição da espessura máxima	x/c

Tabela 7 – Informações do banco de dados de aerofólios.

Com os coeficientes aerodinâmicos bidimensionais para diversos Reynolds foi possível quantificar os efeitos de todos os aerofólios considerados na Tabela 5 sobre a polares de arrasto e sustentação dos planadores.

Analizando-se de um ponto de vista da aeronave como um todo, o coeficiente de sustentação é diretamente obtido das relações de equilíbrio na condição de planeio e de curva coordenada em voo ascendente apresentados no capítulo (3). Sendo o desafio descrever a polar de arrasto da aeronave nas mesmas condições, particularmente na condição de curva coordenada.

Na condição de planeio é necessário analisar as polares de sustentação da asa e estabilizador horizontal, assim utilizou-se a teoria de sustentação de Prandtl. Além do coeficiente de sustentação C_L das superfícies finitas, o arrasto induzido é também quantificado, com base nos procedimentos descritos na seção (5.2). De posse do arrasto induzido para um Reynolds específico, analisa-se para o mesmo Reynolds de operação o arrasto C_{D_0} , com base no método de acúmulo de arrasto por componente descrito na seção (5.1), obtendo-se o arrasto total da aeronave.

Na condição de curva coordenada, uma simples análise de trimagem não é possível. Assim, com base em Gudmundsson ⁽⁹⁾, assumiu-se uma polar de arrasto quadrática global da aeronave, dependente do Reynolds e Mach de operação.

7.5 Desempenho

O módulo desempenho é dividido em dois submódulos listados a seguir:

1. Submódulo voo ascendente;
2. Submódulo planeio.

O submódulo voo ascendente tem como objetivo determinar a máxima velocidade de voo ascendente possível para o planador em determinada térmica, aplicando-se a análise descrita na seção (3.2). Sendo assim, é necessário analisar para qual ângulo de inclinação em curva o planador atinge a máxima velocidade de subida, sendo essa passada para o submódulo planeio.

O submódulo planeio tem por objetivo determinar a condição ideal de planeio entre térmicas, como descrito na seção (3.3), determinando-se a velocidade média de *cross-country* em uma térmica específica, e portanto posterior cálculo da média das velocidades médias de *cross-country*, objetivo da função de avaliação $f(\vec{p})$.

A metodologia empregada por Thomas ⁽¹⁾, e adotada nessa pesquisa, considera a densidade ρ constante, independente da perda ou ganho de altura H nas fases de voo representadas na Figura 3. Como já mencionado na seção (3.2), as velocidades médias de *cross country* encontradas não condizem perfeitamente com velocidades práticas encontradas em voo *cross-country*, porque na realidade tal voo é dificilmente executado com velocidades de planeio e de subida em térmica constantes, uma vez que condições adversas de atmosfera estão presentes e diferentes habilidades de pilotagem influenciam no voo. Entretanto, como mencionado, tal método é eficiente em prever a influência da variação de parâmetros de projeto no desempenho de planadores. Dessa forma, considerou-se como estratégia analisar a influência da variação da altura H , que foi convencionada como adotada em relação ao nível do mar, representando assim a altitude do planador.

Devido a metodologia empregada, limitou-se a altitude de análise, uma vez que uma variação muito grande de densidade, do nível do mar até elevadas altitudes, influenciaria muito nos resultados obtidos. Assim, limitou-se a altitude de análise de 0 a 3000 m (9842.52 ft). Adicionalmente, de acordo com o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil - RBAC nº 91 ⁽¹⁰⁾, voos acima de FL 125 devem já prover condições de oxigênio suplementar em certos casos de operação, sendo muito mais comum operações de reboque do planador até altitudes entre 600 m e 1000 m e variação nas altitudes de voo dentro dos limites impostos na análise.

8 Resultados

8.1 Estratégia de otimização

Configurações do algoritmo genético

O algoritmo genético utilizado em Matlab[®], para a otimização da função de aptidão proposta, foi programado com as configurações padrões do Matlab[®] apresentadas na Tabela 8.

O algoritmo genético utilizado como padrão pelo Matlab[®] é um algoritmo genético modificado, no qual a definição do tipo de variáveis e restrições impostas influenciam nas configurações a serem utilizadas no algoritmo. Para o problema específico desta pesquisa a população inicial é criada aleatoriamente dentro dos limites impostos aos genes variáveis, utilizando-se a função de avaliação f . Cada população é composta por 100 indivíduos, sendo que 5% dos mais aptos são encaminhados para a população seguinte, com o restante da população gerada a partir do cruzamento entre indivíduos selecionados. Não há a utilização de subpopulações, portanto não ocorre a presença de migração de indivíduos entre as subpopulações de uma mesma geração.

Descrição	Função Matlab	Parâmetro
Função utilizada para criar a população inicial	CreationFcn	f
Tamanho de cada população	PopulationSize	100
Número máximo de gerações	MaxGeneration	1300
Porcentagem de elementos de uma população que sobrevivem para a seguinte	EliteCount	5%
Porcentagem de Crossover	Scattered	80%
Porcentagem de Mutação	AdaptiveFeasible	Randômica
Porcentagem de Migração em subpopulações	MigrationFraction	0 %
Tolerância na variação dos resultados de f	FunctionTolerance	10^{-6}

Tabela 8 – Configurações do algoritmo genético.

Objetivo da otimização

Na prática, transcrevendo o significado da função de avaliação f , equação (7.1), o que se deseja encontrar é um planador com características que impliquem em um tempo menor para se percorrer um determinado percurso, realizando sucessivos planeios e voos ascendentes, como descritos no capítulo 3.

Em outras palavras, o que se deseja é a máxima média das velocidades médias de *cross-country* em um percurso de distância D , na qual o planador encontre diferentes modelos de térmicas. Observa-se que a distância D , como deduzido na equação (3.17), não influencia na média das velocidades médias de *cross-country*, \bar{V}_{cc} , pois essa média considera que independentemente da distância D do percurso escolhido a frequência de ocorrência de térmicas permanece a mesma, de acordo com o modelo de frequência de térmicas de Quast adotado.

8.2 Planadores selecionados

Para a análise dos resultados selecionou-se dois indivíduos, cada um analisado nos extremos de densidade correspondente aos limites de altitudes impostas na Tabela 10.

Nas Figuras 26 e 28, observa-se o número de gerações necessárias para a convergência dos resultados da otimização, segundo as condições de operação da Tabela 10. Os resultados da otimização são observados na Tabela 9.

A função de avaliação do Matlab, busca o mínimo da função de avaliação $f(\vec{p})$, assim o que se encontra no gráfico é o negativo da média das velocidades médias de *cross-country*, detalhado na equação (3.17).

Observa-se que cada ponto azul nos gráficos representam o valor médio de determinada população, sendo os pontos em preto correspondentes aos melhores resultados encontrados em uma população, gerado pelo indivíduo mais apto de cada população.

Observa-se que os resultados mostrados para as altitudes de 0 e 3000 m foram obtidos após uma análise de 20 execuções sucessivas, com o seed gerador de números randômicos alterado no Matlab, tais resultados para essas altitudes são analisados estatisticamente nas Figuras 27 e 29.

As Tabelas 11, 12, 13 e 14 apresentam os parâmetros de projeto que levaram ao melhor resultado na otimização em cada condição de operação.

Parâmetro	Planador 1	Planador 2
Número de gerações	155	286
Número de indivíduos analisados	15601	28701
\bar{V}_{ccmax} [m/s]	26.0749	26.1903
$\bar{V}_{ccmédia}$ [m/s]	22.635	12.5015

Tabela 9 – Resultados da otimização.

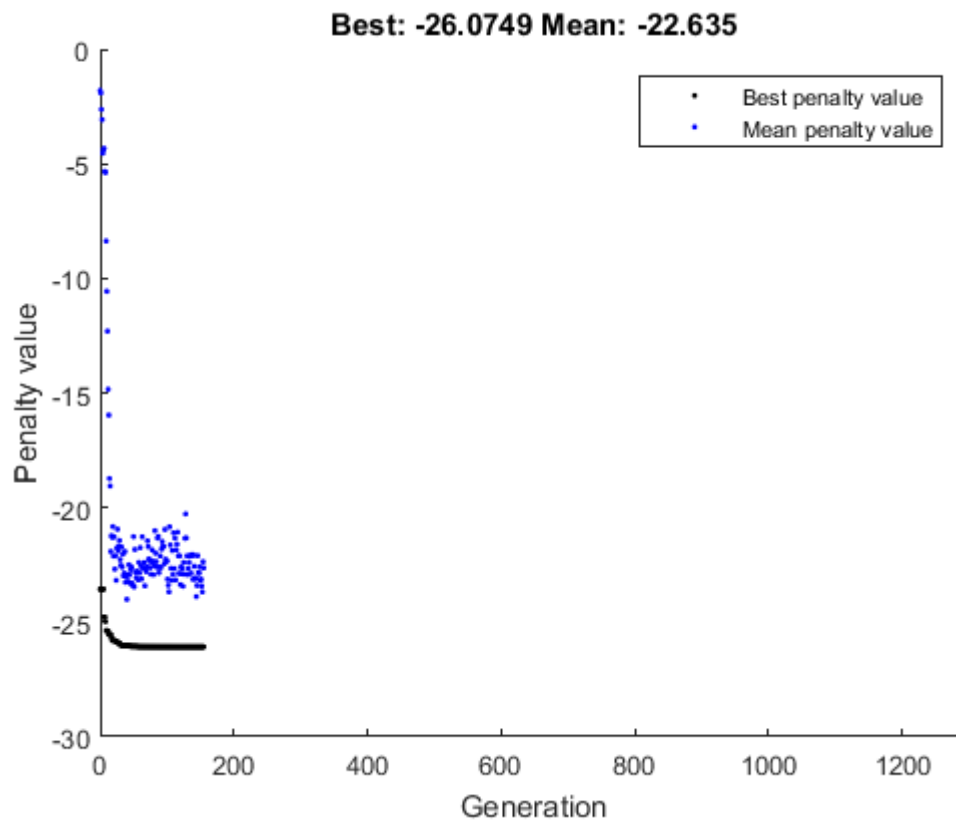


Figura 26 – Número de gerações para convergência de resultados ($H = 0$ m).

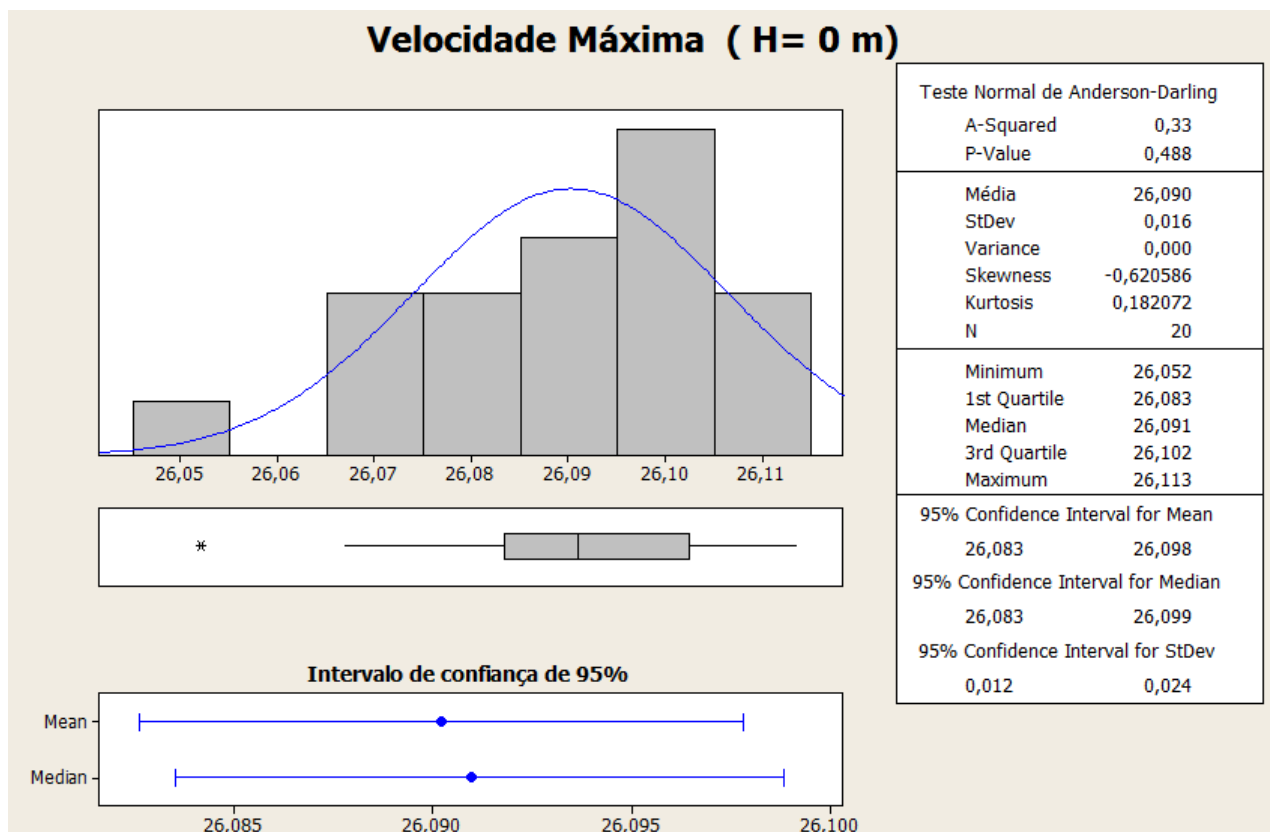


Figura 27 – Resultados analisados estatisticamente ($H = 0$ m).

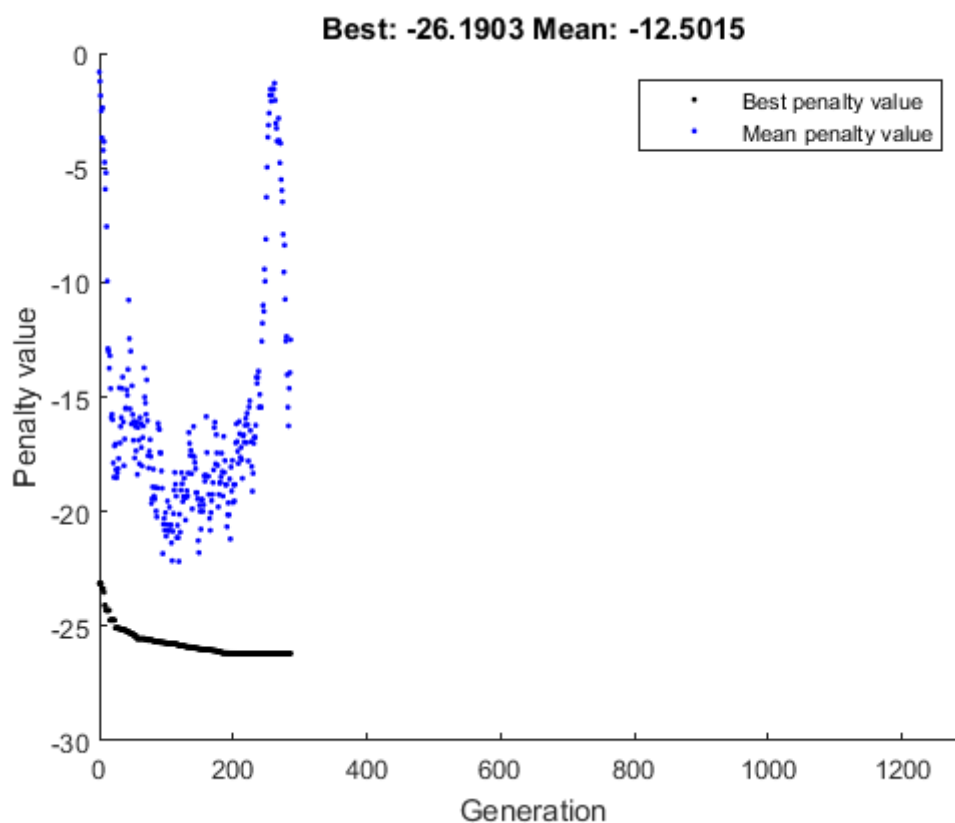


Figura 28 – Número de gerações para convergência de resultados (H=3000 m).

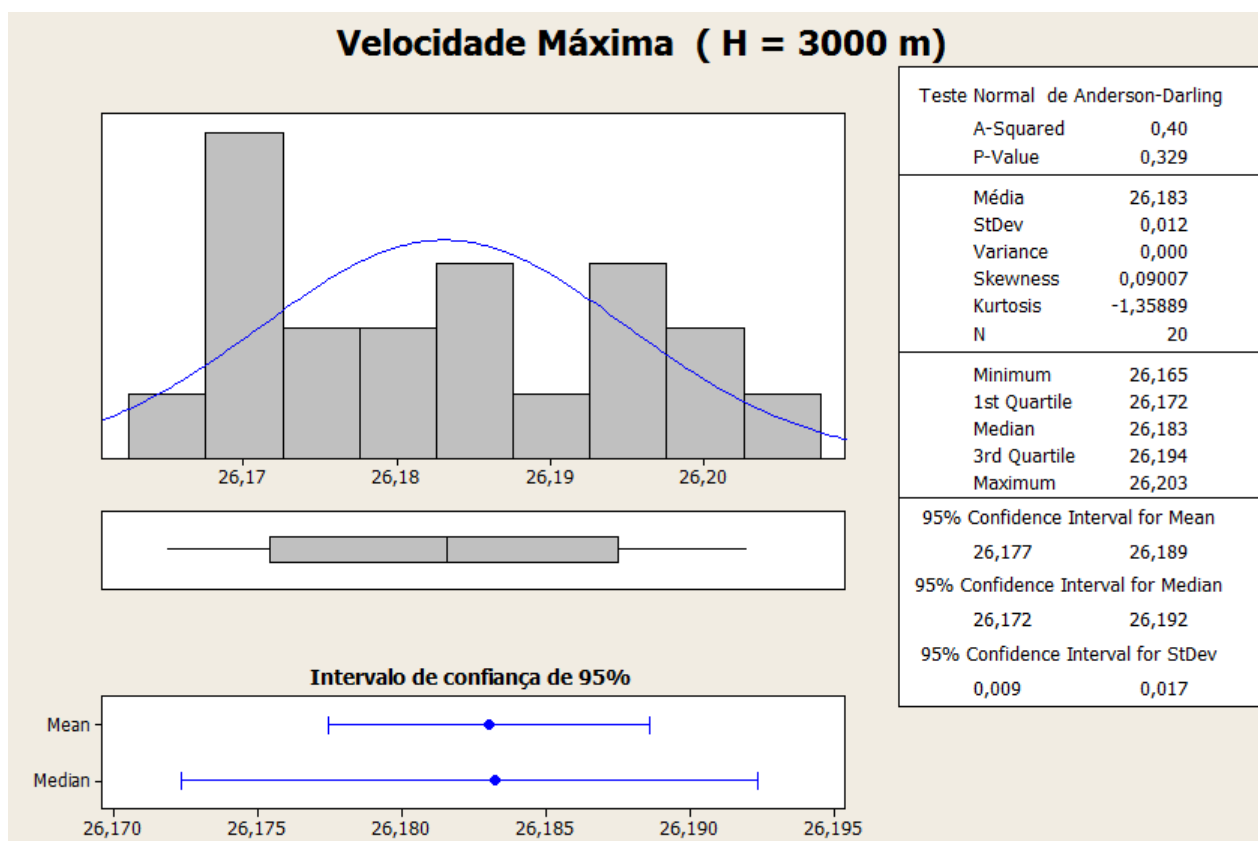


Figura 29 – Resultados analisados estatisticamente (H = 3000 m).

Condição de Operação Inicial	Planador 1	Planador 2
Altitude - H [m]	0	3000
Temperatura - T [K]	288.15	268.65
Velocidade do som - a [m/s]	340.5	328.58
Densidade - ρ [kg/m^3]	1.225	0.9091
Viscosidade dinâmica - μ [kg/m s]	1.789410^{-5}	1.693710^{-5}

Tabela 10 – Condições de operação.

AERONAVE		
Gene variável	Planador 1	Planador 2
Massa - W [kg]	849.975	849.932
Margem estática - SM	0.05	0.05
Variável calculada		
Comprimento fuselagem - L_f [m]	9.414	9.4136
Variável fixa		
Raio fuselagem - R [m]	0.5334	0.5334

Tabela 11 – Dados da aeronave e fuselagem.

ASA		
Gene variável	Planador 1	Planador 2
Alongamento - AR	39.8	39.24
Razão $\frac{b}{L_f}$	2.7536	2.85
Afilamento - λ	0.2972	0.99
Aerofólio	NACA 23012	NACA 23012
Torção - ϕ [°]	-0.00029	-2.6
Posição relativa - x_w	2.1037	2.13
Variável calculada		
Área - S [m^2]	16.8834	18.34
Envergadura - b [m]	25.9221	26.82
Corda raiz - c_r [m]	1.0042	0.684
Corda ponta - c_t [m]	0.2984	0.684
Enflechamento $\frac{1}{4}c - \Lambda$ [°]	0.2201	1
Corda média aerodinâmica - MAC [m]	0.715	0.684
Posição y da MAC - $YMAC$ [m]	5.31	6.71
Posição do centro aerodinâmico - X_{ac} [m]	2.3752	2.42
Variável fixa		
Enflechamento bordo de ataque Λ_{LE} [°]	1	1
Ângulo de incidência - i [°]	2	2
Posição asa	Média	Média

Tabela 12 – Valores asa.

ESTABILIZADOR HORIZONTAL - HT		
Gene variável	Planador 1	Planador 2
Alongamento - AR	7.2897	7.2899
Afilamento - λ	0.3076	0.3315
Aerofólio	NACA 0012	NACA 0012
Tipo empenagem	"T"	"T"
Razão $\frac{c_f}{c}$	0.283	0.287
Variável calculada		
Área - S [m^2]	0.9371	0.9734
Envergadura - b [m]	2.614	2.664
Coefficiente de volume - c_{ht}	0.475	0.475
Distância entre X_{ac_w} e $X_{ac_{ht}}$ - L_{ht} [m]	6.12	6.12
Cordeira - c_r [m]	0.55	0.55
Cordeira ponta - c_t [m]	0.1687	0.1819
Enflechamento $\frac{1}{4}c - \Lambda$ [°]	1.86	2.07
Enflechamento bordo de ataque - Λ_{LE} [°]	6	6
Cordeira média aerodinâmica - MAC [m]	0.3921	0.3961
Posição y da MAC - YMAC [m]	0.5381	0.5545
Área do profundor - S_{flap} [m^2]	0.2657	0.2792
Envergadura profundor - b_f [m]	2.6137	2.6638
Enflechamento linha de dobradiça - Λ_{HL} [°]	4.71	4.51
Posição z do centro aerodinâmico - Z_{ac} [m]	1.3291	1.4092
Posição x do centro aerodinâmico - X_{ac} [m]	9.02	9.02
Variável fixa		
Torção ϕ [°]	0	0
Ângulo de incidência - i [°]	0	0
Eficiência do profundor- η	0.9	0.9

Tabela 13 – Valores estabilizador horizontal.

ESTABILIZADOR VERTICAL - VT		
Variável calculada	Planador 1	Planador 2
Área - S [m^2]	1.472	1.655
Envergadura - b [m]	1.3291	1.4092
Coefficiente de volume - c_{vt}	0.019	0.019
Distância entre X_{ac_w} e $X_{ac_{vt}}$ - L_{vt} [m]	5.65	5.65
Cordeira - c_r [m]	1.231	1.305
Cordeira ponta - c_t [m]	0.9845	1.044
Enflechamento $\frac{1}{4}c - \Lambda$ [°]	15.1831	15.1831
Cordeira média aerodinâmica - MAC [m]	1.112	1.179
Posição y da MAC - YMAC [m]	0.64	0.69
Variável fixa		
Alongamento - AR	1.2	1.2
Afilamento - λ	0.8	0.8
Aerofólio	NACA 0012	NACA 0012
Enflechamento bordo de ataque - Λ_{LE} [°]	20	20

Tabela 14 – Valores estabilizador vertical.

Vistas das aeronaves

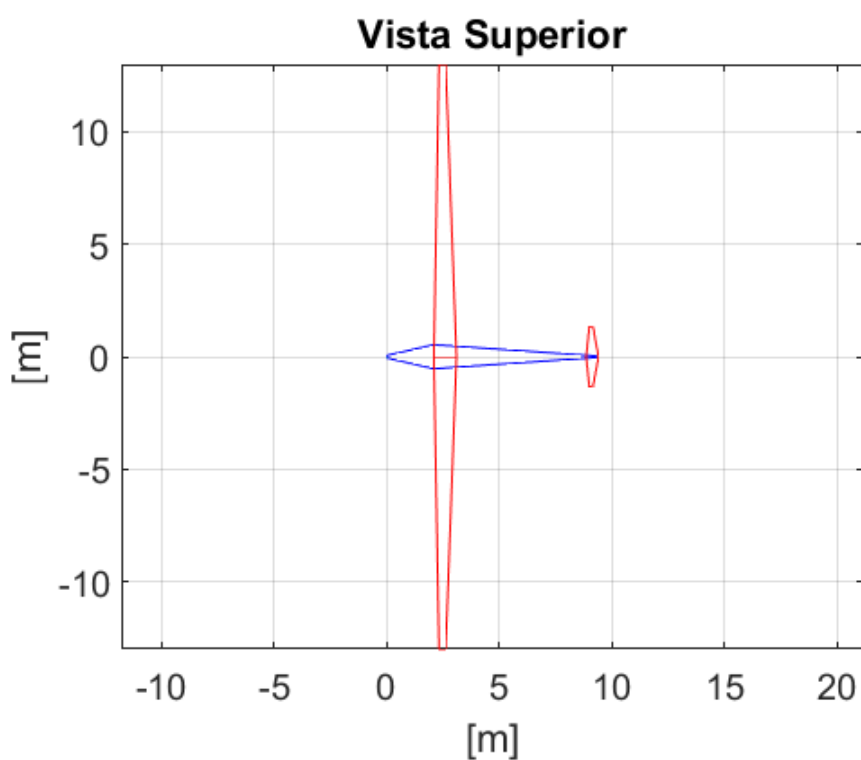


Figura 30 – Vista superior - Planador 1 - Dimensões [m].

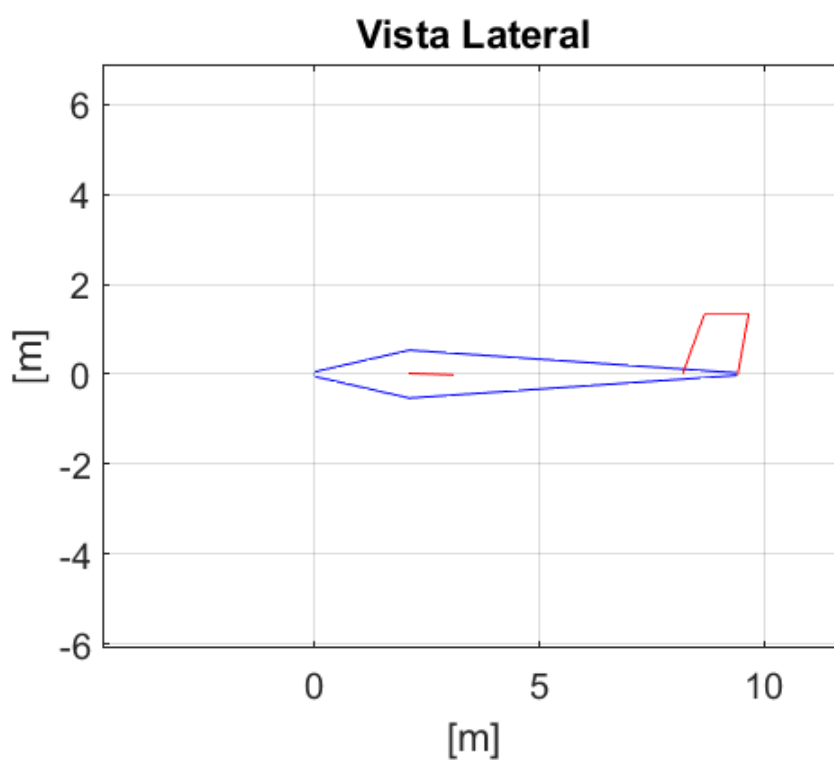


Figura 31 – Vista lateral - Planador 1 - Dimensões [m].

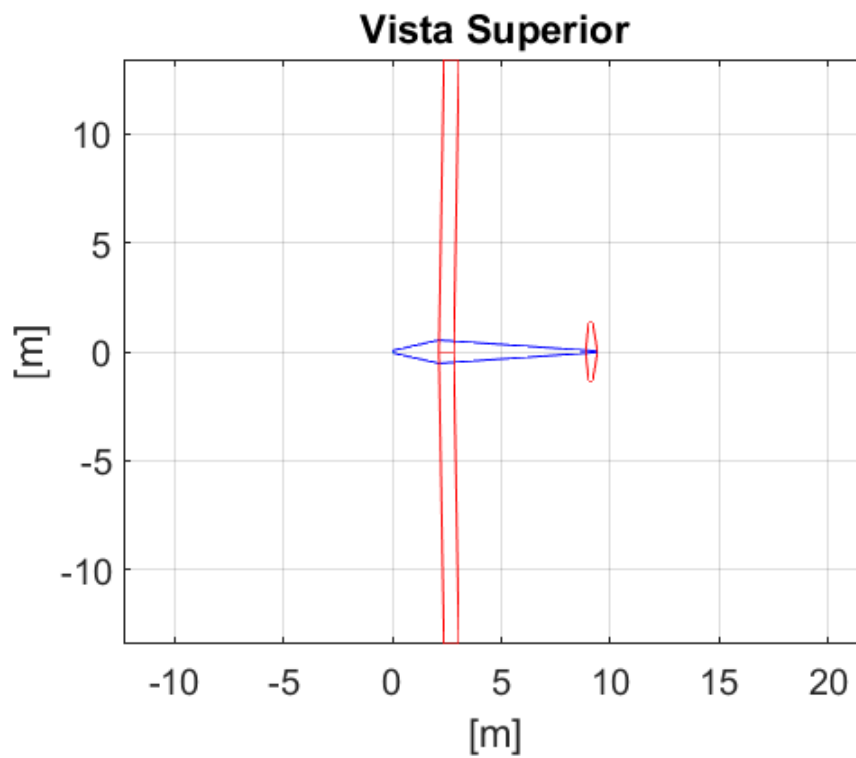


Figura 32 – Vista superior - Planador 2 - Dimensões [m].

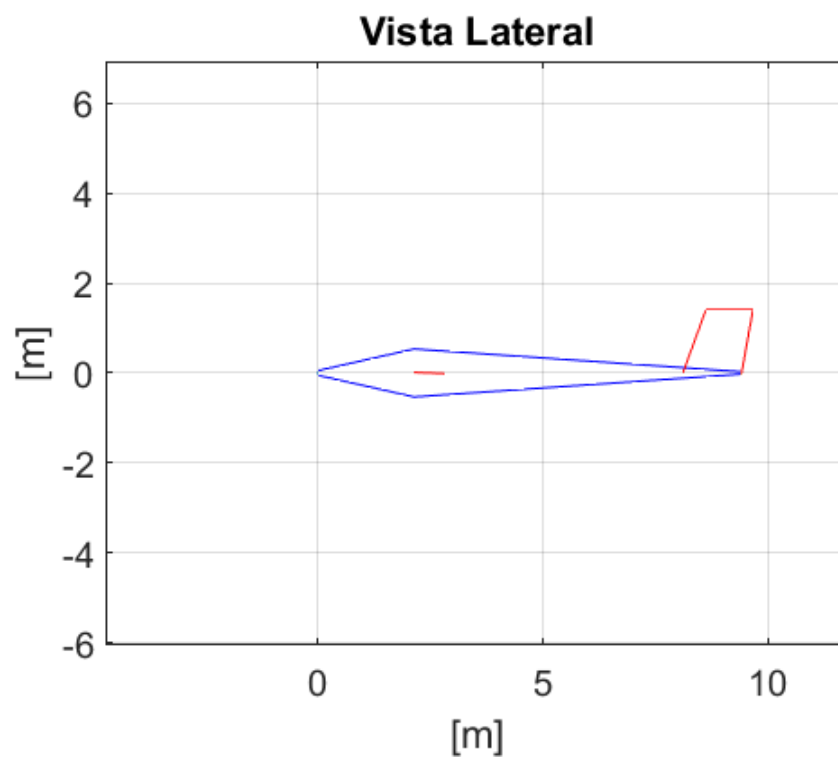


Figura 33 – Vista lateral - Planador 2 - Dimensões [m].

8.3 Análise para diferentes altitudes

Nesta seção, da Figura 35 até 44, são apresentados os resultados da otimização para diferentes altitudes, sendo assim, observa-se o efeito da variação de densidade sobre os resultados gerados na otimização.

Na Figura 35, observa-se um comportamento pouco variável em termos de resultados de \bar{V}_{ccmax} , com relação a variação de densidade entre as altitudes de 0 a 3000 m. Dos resultados obtidos de \bar{V}_{cc} e a partir da análise dos outros gráficos, observa-se que mais de uma combinação de diferentes genes levam a resultados próximos. Considerando a função de avaliação $f(\vec{p}) = \bar{V}_{cc}$, dependente de 13 variáveis independentes, é de se esperar que possa haver combinações possíveis que levem a regiões de resultados aproximados numericamente.

Ao se observar as Figuras 36, 37, 38, 41, 42, 43 e 44 nota-se uma variação pequena nessas características, demonstrando uma combinação de genes que levam a bons resultados de \bar{V}_{ccmax} . Entretanto, ao se observar o comportamento do afilamento e torção da asa, Figuras 40 e 39, nota-se uma variação maior de resultados, levando a uma combinação de genes que demonstram aptidões aproximadas.

Os resultados de alongamento da asa e envergadura demonstram uma confirmação dos conhecimentos já existentes no ramo de projeto de planadores, apresentando valores elevados, o que em termos aerodinâmicos aproxima o comportamento da asa finita de uma asa infinita (2D). Aqui, deve-se salientar que características de envergadura muito alta levam a outros problemas como questões de manufatura, abrigo da aeronave e estruturais, assim outras áreas devem ser analisadas para verificar a viabilidade do projeto.

Na Figura 43, observa-se que o máximo peso de decolagem da aeronave se manteve em valores muito próximos ao limite superior definido para esse gene. Característica muito semelhantes a planadores como o Quintus da Figura 34, que definiu no banco de dados de planadores o limite superior do gene de 850 kg. Cabe ressaltar que o planador Quintus pertence a classe aberta, possuindo capacidade de 250 kg para o lastro de água e peso vazio de 500 kg.



Figura 34 – Planador Quintus. Fonte: www.schempp-hirth.com

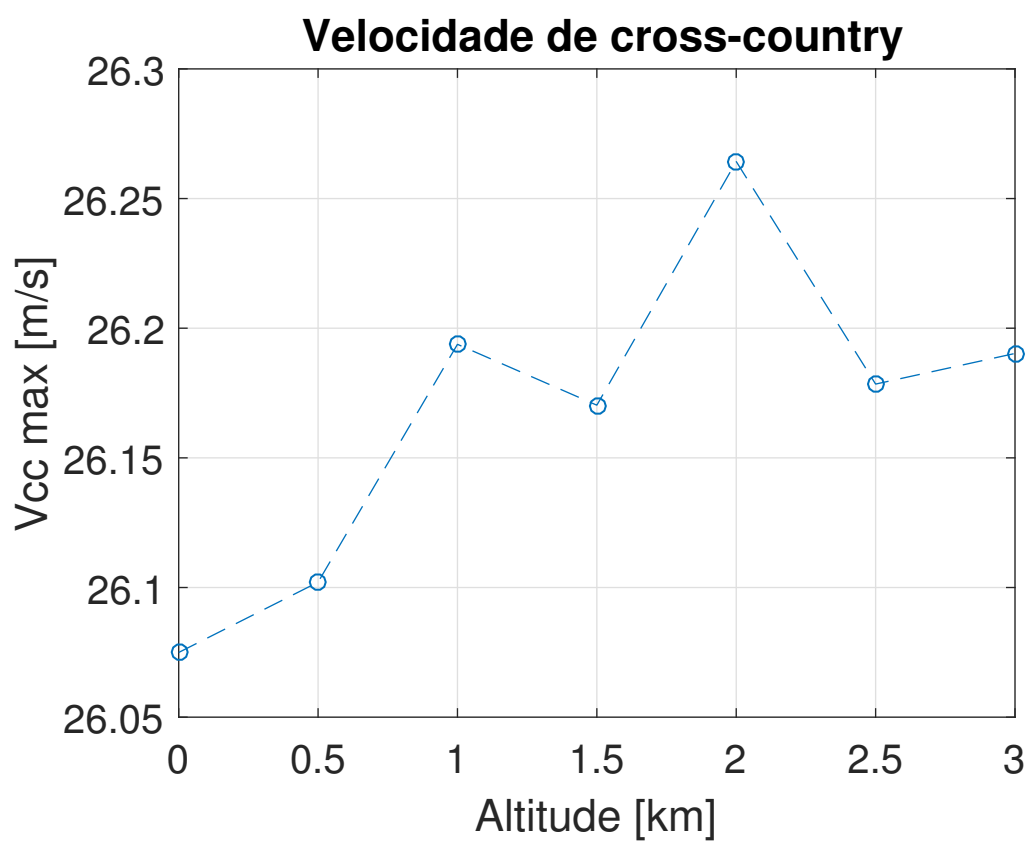


Figura 35 – Máximas velocidades médias de *cross-country*.

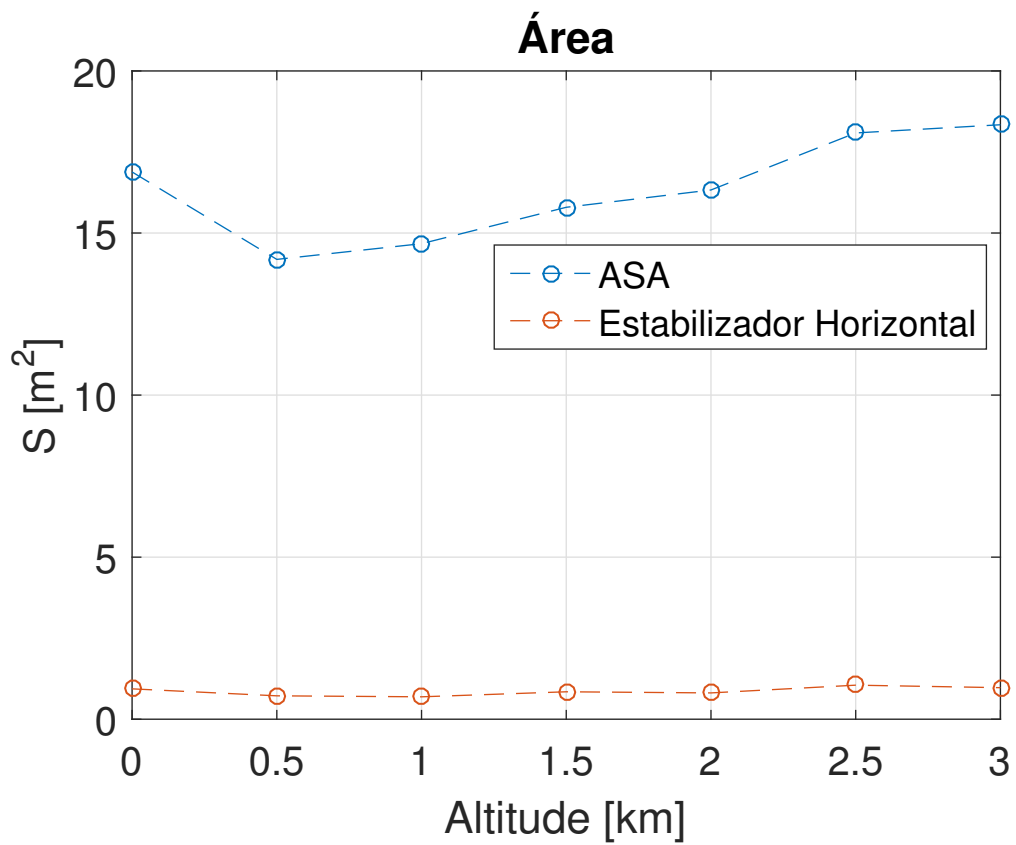


Figura 36 – Variação da área da asa e estabilizador horizontal.

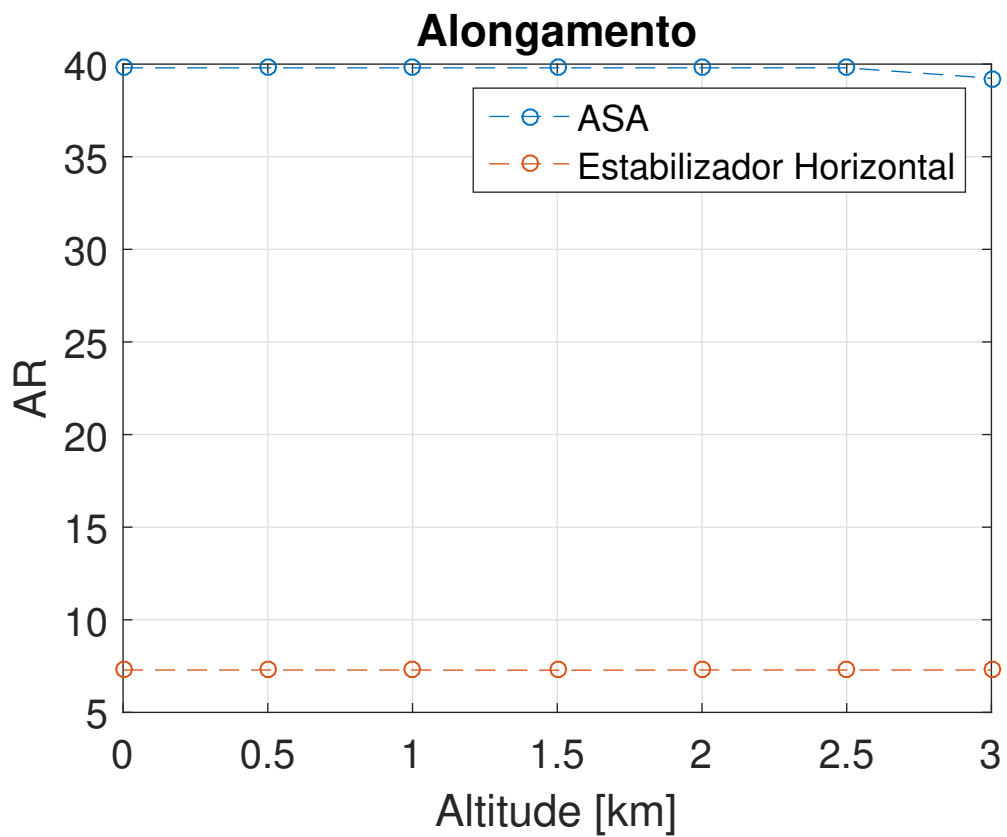


Figura 37 – Variação do alongamento.

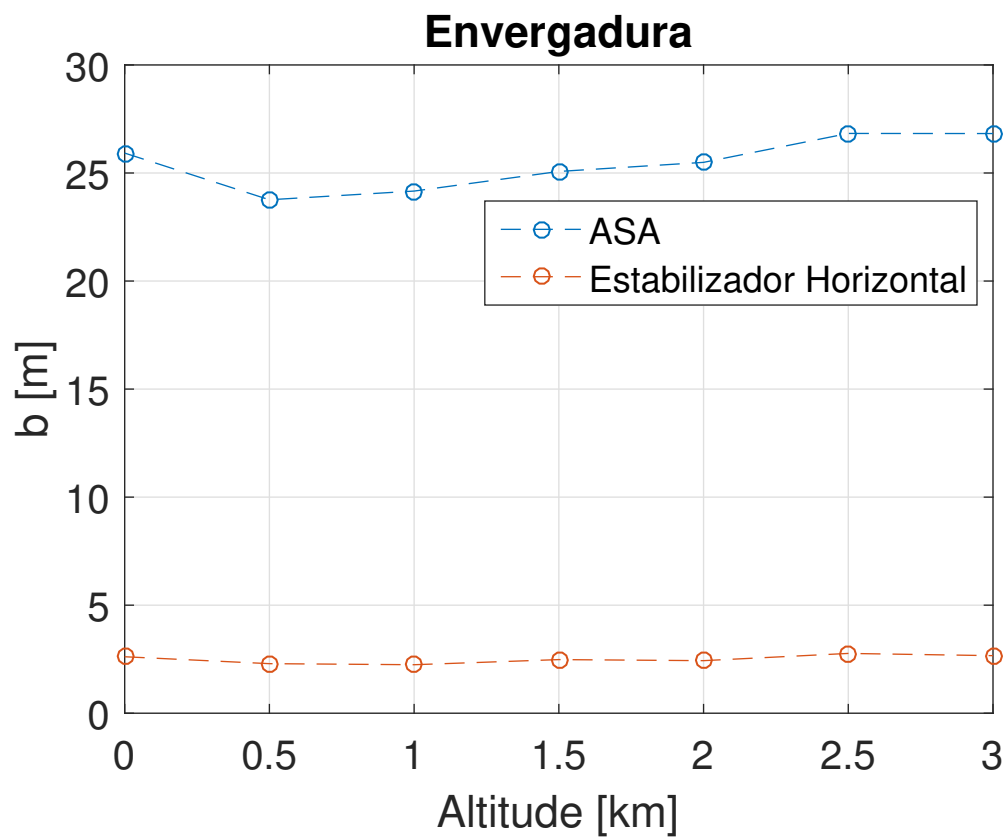


Figura 38 – Variação da envergadura.

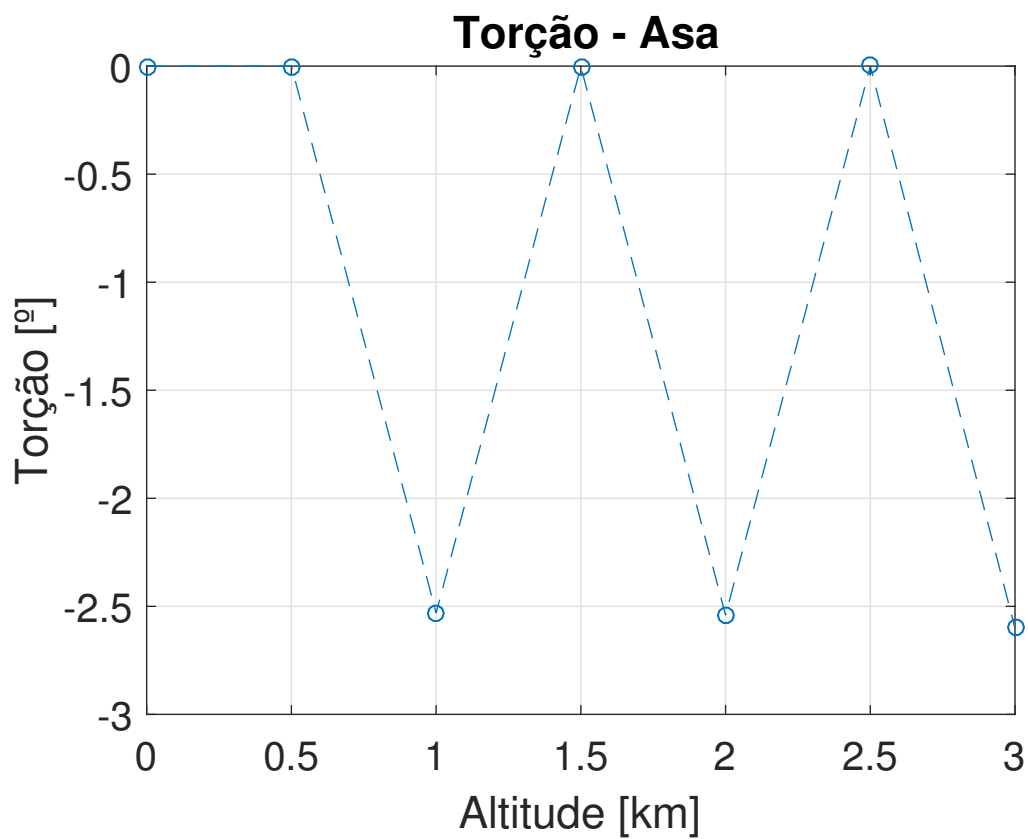


Figura 39 – variação da torção da asa.

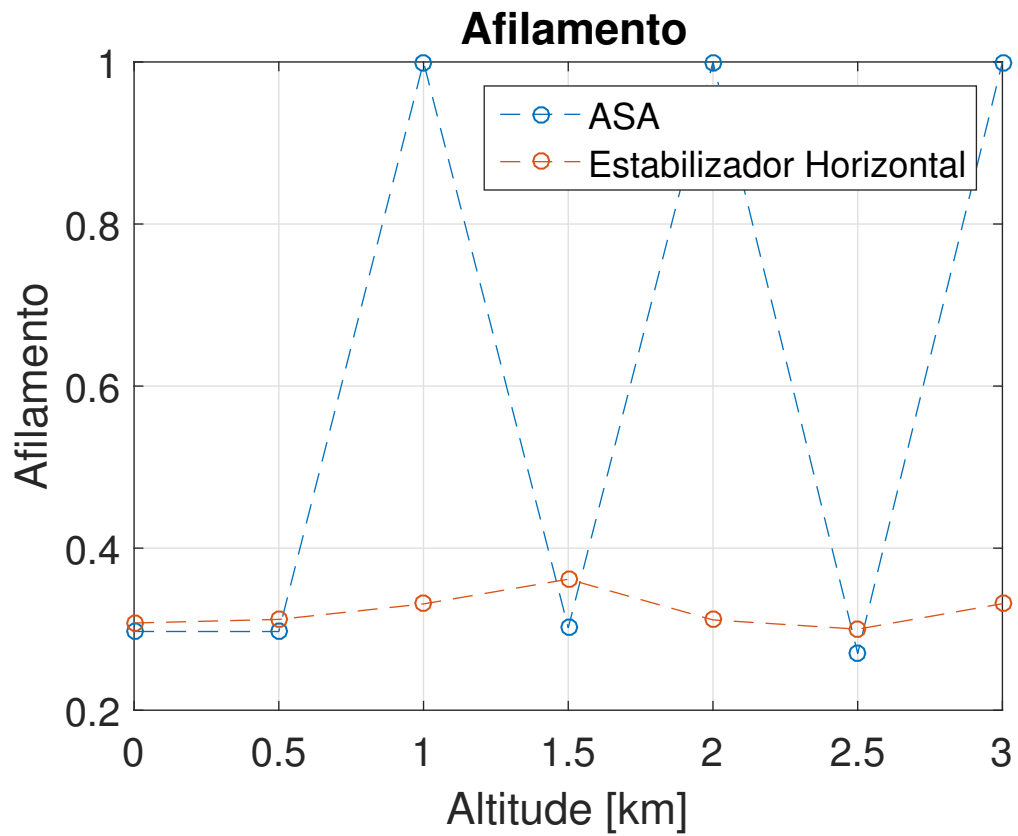


Figura 40 – Variação do afilamento.

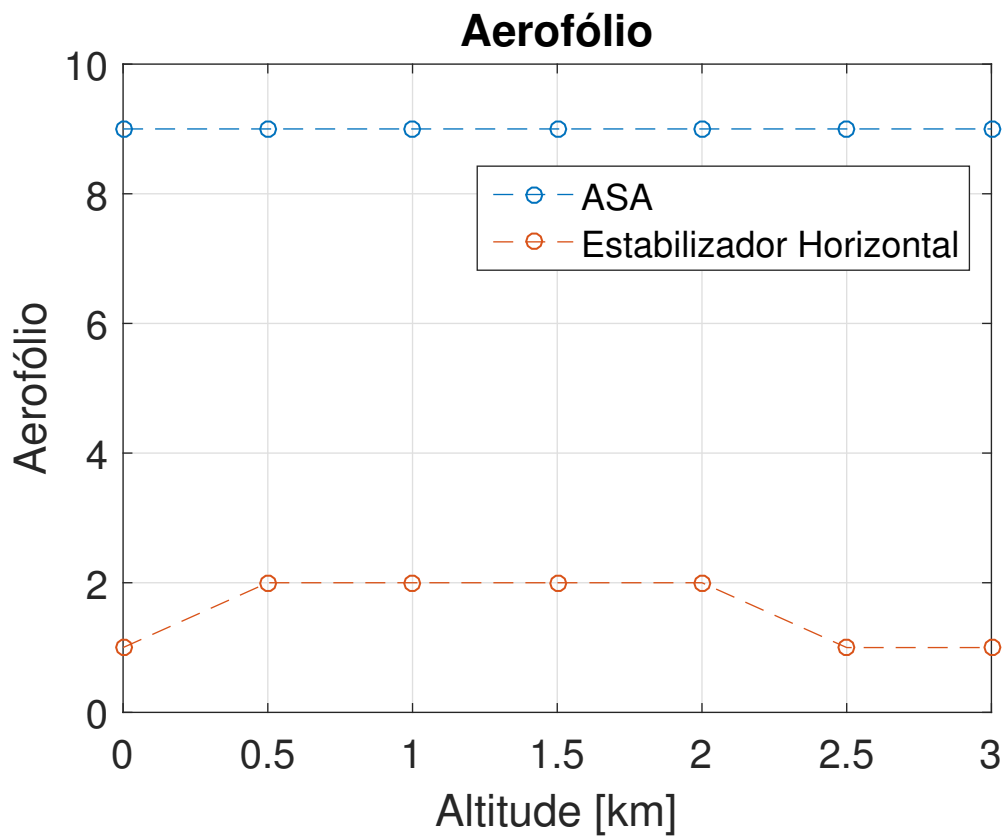


Figura 41 – Aerofólio: [9] NACA-23012 / [1] NACA-0012/ [2] s9026.

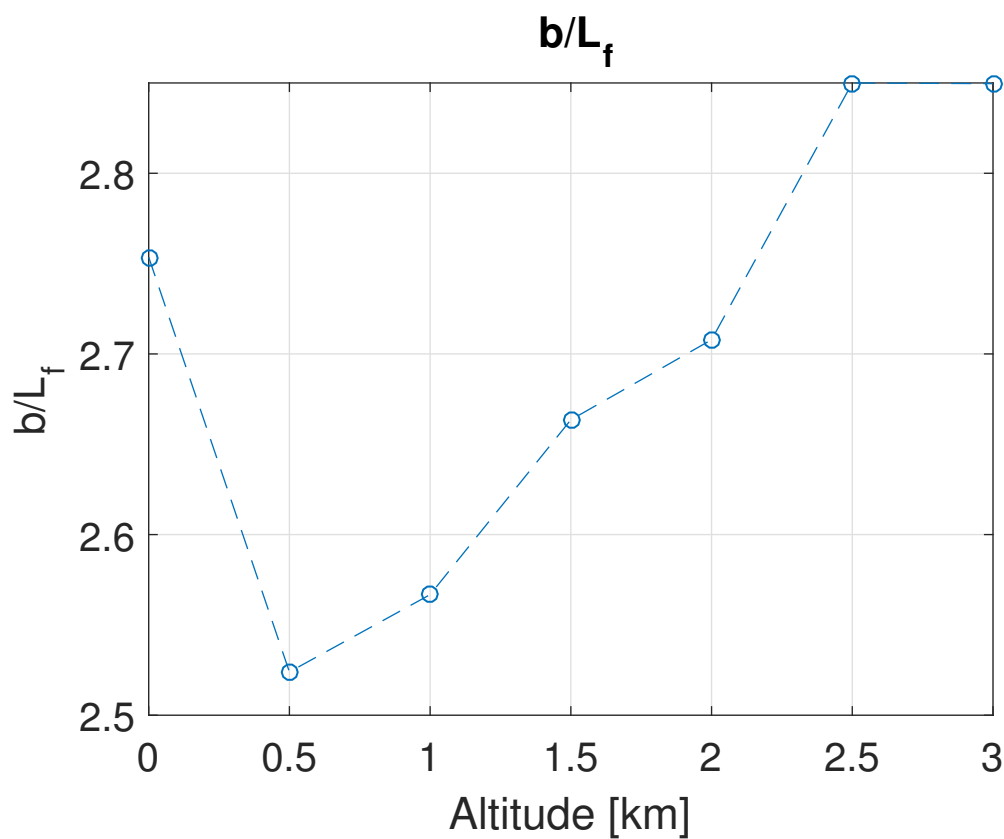


Figura 42 – Variação da razão entre envergadura e comprimento de fuselagem.

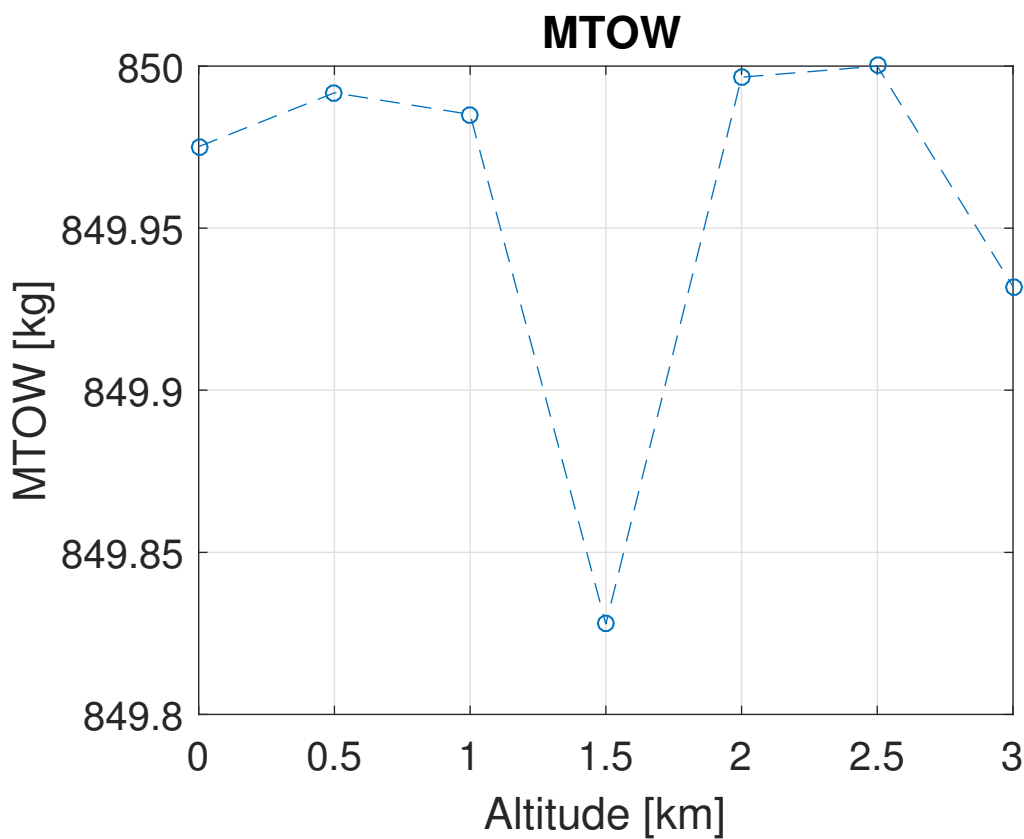


Figura 43 – variação do MTOW da aeronave.

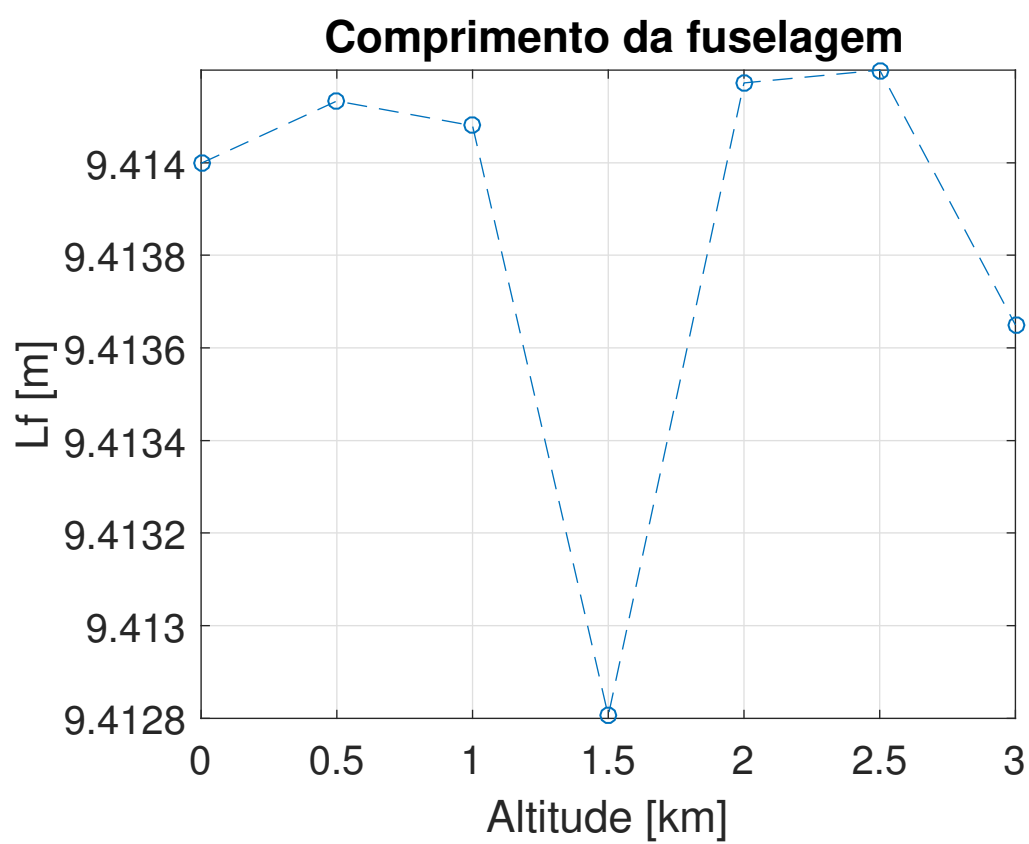


Figura 44 – Variação do comprimento da fuselagem.

9 Conclusões e perspectivas

Esse projeto de pesquisa desenvolveu uma ferramenta computacional multidisciplinar, que integra as áreas de aerodinâmica, estabilidade e desempenho, capaz de empregar algoritmos genéticos para a otimização do desempenho de planadores. Pode-se destacar os seguintes pontos importantes dessa pesquisa:

- Um programa modular em Matlab foi desenvolvido capaz de implementar análises aerodinâmicas, de estabilidade e de desempenho. Sendo possível sua melhora adotando-se modelos mais completos de análises.
- Dentre os módulos computacionais desenvolvidos, destaca-se o aerodinâmico, capaz de avaliar a polar de arrasto e sustentação de uma aeronave. Tal módulo foi validado comparando-se com resultados experimentais e computacionais oriundos do programa Xflr5, fornecendo resultados condizentes para ângulos de ataque anteriores ao estol. Além disso, o banco de dados de aerofólios disponíveis para utilização pode ser expandido permitindo uma maior possibilidade de combinações em trabalhos futuros.
- Os resultados de velocidades médias de *cross-country*, obtidos através da metodologia empregada por Thomas⁽¹⁾, devem ser interpretados com cautela, pois não descrevem com total clareza velocidades médias de *cross-country* reais, uma vez que fatores geográficos, adversidades atmosféricas e habilidades do piloto influenciam os resultados reais. Porém, a metodologia é eficiente em se avaliar a influência de características de projeto sobre o desempenho do planador, sendo uma boa metodologia para tal avaliação;
- Observou-se que o algoritmo genético, para uma função de avaliação complexa com 13 variáveis, apresentou resultados próximos em consecutivas otimizações com absolutamente todos os parâmetros mantidos os mesmos, exceto o seed gerador de números randômicos do Matlab. Tais resultados foram próximos, mas não numericamente iguais, demonstrando também que diferentes combinações das variáveis podem levar a uma região de resultados aproximados, demonstrando uma certa aleatoriedade no processo de evolução de cada geração;
- A metodologia empregada por Thomas⁽¹⁾, considera a densidade constante na avaliação da velocidade média de *cross-country*, sendo assim necessário cautela ao se interpretar resultados em voos em que há uma variação muito grande na altitude durante todo o percurso de voo *cross-country*. Além disso, a grandes altitudes deve-se ser mais cauteloso com os modelos de térmicas, uma vez que condições mais adversas estão presentes na atmosfera.
- Nessa pesquisa, avaliou-se apenas as características que influenciavam diretamente no objetivo pretendido, com o intuito de se verificar as possíveis configurações de um planador que atendesse tal objetivo. Entretanto, um projeto conceitual de uma aeronave aborda de forma mais ampla diversas áreas que não foram o foco dessa pesquisa, sendo assim não houve a preocupação direta de verificar se os resultados obtidos serão satisfatórios em áreas como a estabilidade latero-direcional, estrutural e outras áreas dentro de desempenho. Assim, não se pressupõe que os resultados alcançados sejam os melhores e mais viáveis para serem aplicados a uma aeronave real;
- Há muitas dificuldades extras em um projeto de uma aeronave, sendo todo o processo, um ciclo contínuo de iterações entre áreas diferentes, na qual se busca um ponto de

equilíbrio para o cumprimento dos requisitos do projeto e sua real viabilidade. Sendo assim, tais ferramentas de otimização aplicadas ao projeto conceitual de aeronaves, podem ser uma excelente ferramenta de estudo, para se indicar quais características de projeto que devem ser priorizadas.

Como perspectivas para trabalhos futuros relacionados a esse projeto, pode-se citar:

- O modelo aerodinâmico pode ser melhorado, com um maior número de aerofólios no banco de dados, além de se avaliar também a contribuição da fuselagem para a sustentação, que nessa pesquisa não foi considerada;
- A utilização de modelos de térmicas mais complexos que descrevam de uma melhor forma o comportamento da atmosfera, bem como verificar como tal avaliação pode ser aplicada em projetos inovadores, como o projeto Perlan da Airbus, no qual um planador estratosférico está sendo desenvolvido;
- Uma diferente metodologia pode ser desenvolvida para se avaliar a velocidade de *cross-country*, de forma a se considerar a variação de densidade com a altitude, bem como a possibilidade de se avaliar o trajeto de voo planado e voo ascendente com velocidades variáveis;
- Um estudo mais detalhado em relação a variação dos limites impostos e configurações do algoritmo genético pode ser realizado. Além disso, pode-se empregar a ferramenta desenvolvida para se avaliar planadores pertencentes a outras classes, com a utilização de outras restrições de projeto;
- No que concerne a algoritmos genéticos, uma abordagem similar pode ser usada em novas pesquisas na área aeronáutica.

Referências

- 1 THOMAS, F. *Fundamentals of Sailplane Design*. [S.l.]: McGraw-Hill, Inc, 1991. ISBN 0070016798. Citado 15 vezes nas páginas 7, 16, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29, 30, 48, 52 e 69.
- 2 RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. ISBN 9781600869112. Citado 12 vezes nas páginas 7, 16, 31, 32, 33, 34, 37, 39, 40, 41, 48 e 50.
- 3 JR, J. D. A. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill, Inc, 1991. ISBN 0070016798. Citado 4 vezes nas páginas 7, 16, 41 e 42.
- 4 JACOBS, E. N.; CLAY, W. C. Characteristics of the naca 23012 airfoil from tests in the full-scale and variable-density tunnels. Citado 3 vezes nas páginas 7, 42 e 43.
- 5 PERKINS C. D., H. R. E. *Airplane Performance, Stability and Control*. [S.l.]: John Wiley And Sons, 1949. ISBN 047168046X. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 34.
- 6 IGC. *FAI Gliding Comission*. [S.l.]. Citado na página 19.
- 7 HORSTMANN, K. *Neue Modellaufwindverteilung und ihr Einfluß auf die Auslegung von Segelflugzeugen*. DFVLR, 1976. (Interner Bericht / 151: Interner Bericht). Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=9YzeSAAACAAJ>>. Citado na página 24.
- 8 STINTON, D. *Design Of The Aeroplane*. [S.l.]: John Wileys, 2011. ISBN 9788126531721. Citado 2 vezes nas páginas 38 e 40.
- 9 GUDMUNDSSON, S. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. [S.l.]: Elsevier, 2014. ISBN 9780123973085. Citado na página 52.
- 10 ANAC. *RBAC 91*. [S.l.]. Citado na página 52.