

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA - UNESP  
FACULDADE DE ENGENHARIA DE ILHA SOLTEIRA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**Arthur Chabole Oliveira Prudencio**

**Análise e otimização multidisciplinar de desempenho de um  
VANT utilizando algoritmo genético multiobjetivo**

Ilha Solteira, SP  
2024

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA - UNESP  
FACULDADE DE ENGENHARIA DE ILHA SOLTEIRA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

## **Análise e otimização multidisciplinar de desempenho de um VANT utilizando algoritmo genético multiobjetivo**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade  
de Engenharia de Ilha Solteira - UNESP - como  
parte dos requisitos para obtenção do título de  
de Engenheiro Mecânico.

**Arthur Chabole Oliveira Prudencio**

Discente

**Prof. Dr. Alúcio Viais Pantaleão**

Orientador

Ilha Solteira, SP

2022

FICHA CATALOGRÁFICA  
Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

P971a Prudencio, Arthur Chabole Oliveira.  
Análise e otimização multidisciplinar de desempenho de um VANT utilizando algoritmo genético multiobjetivo / Arthur Chabole Oliveira Prudencio. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2024  
77 f. : il.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia Mecânica) -  
Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, 2024

Orientador: Aluisio Viais Pantaleão

Inclui bibliografia

1. Desempenho. 2. MOGA (Algoritmo Genético Multiobjetivo). 3. Python. 4. Dakota. 5. VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado). 6. Otimização multidisciplinar.

**ANEXO 02**  
**MODELO DE ATA DE DEFESA**

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA "JÚLIO DE MESQUITA FILHO"**  
**FACULDADE DE ENGENHARIA – CÂMPUS DE ILHA SOLTEIRA**

**CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**ATA DA DEFESA – TRABALHO DE GRADUAÇÃO**

TÍTULO: Análise e otimização multidisciplinar de desempenho de umVANT utilizando algoritmo genético multiobjetivo

ALUNO: Arthur Chabole Oliveira Prudencio RA: 182054861


Orientador: prof Dr Aluisio Viais Pantaleão

**Aprovado ( X ) – Reprovado ( ) pela Comissão Examinadora**


**Nota obtida:** 9,5

**Comissão Examinadora:**


Prof. Aluisio Viais Pantaleão  
*Presidente (Orientador)*


Documento assinado digitalmente  
 **ALUISIO VIAIS PANTALEAO**  
Data: 22/07/2024 14:45:23-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Prof. Ricardo B. Flatschart  
*\_\_\_\_\_*

Documento assinado digitalmente  
 **RICARDO BECHT FLATSCHART**  
Data: 12/07/2024 15:52:01-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Prof. Estênio Fuzaro De Almeida  
*\_\_\_\_\_*

Documento assinado digitalmente  
 **ESTENIO FUZARO DE ALMEIDA**  
Data: 14/07/2024 14:39:25-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Documento assinado digitalmente  
 **ARTHUR CHABOLE OLIVEIRA PRUDENCIO**  
Data: 22/07/2024 17:07:22-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

*Assinatura do Aluno*

Ilha Solteira (SP) 12 de julho de 2024.

## Agradecimentos

Aos meus pais, Luciana Perpetua Chabole, Rogerio Oliveira Prudencio, minha madrinha Cleide Petreli Chabole e minha avó Davida Oliveira Prudencio e ao meu irmão Rafael Chabole Silveira por todas as orações, apoio financeiro e emocional durante todos esses anos de faculdade.

Aos meus colegas de classe pelos louvores e sofrimentos compartilhados durante a graduação, em particular a Umberto Boranga, Cleiton Pereira, Nelson Junior, João Paulo Berci e Gabriel Messias, amigos insubstituíveis que me incentivaram a evoluir muito como profissional e como ser humano.

A todos os membros, sem exceção, da Equipe Zebra, aos que vieram antes de mim e aos após minha saída. Sem a Equipe, eu não teria este Trabalho de Graduação e muitos menos poderia ter me desenvolvido como profissional e pessoa.

Aos meus professores de Graduação, em particular a Fábio Chavarette, Márcio Antonio Bazani, Carolina Zenero, Ruis Camargo, pelos seus ensinamentos fundamentais para minha formação como Engenheiro. Em mais particular, ao Aluisio Viais Pantaleão, meu orientador, por todas as nossas conversas, discussões e correções, dentro e fora do escopo do trabalho, levo-o como amigo.

Primeiramente, agradecemos aos nossos orientadores e professores, cuja orientação e conhecimento foram fundamentais para o desenvolvimento deste projeto. Suas sugestões e insights enriqueceram nosso trabalho e nos guiaram ao longo de todo o processo.

Agradecemos também aos colegas de equipe e colaboradores, cuja dedicação e trabalho em equipe foram essenciais para o sucesso deste projeto. Suas contribuições e trocas de experiências foram valiosas e enriqueceram nossa jornada.

Além disso, expressamos nossa gratidão às instituições de ensino e pesquisa que apoiaram este trabalho, fornecendo recursos, infraestrutura e ambiente propício para o desenvolvimento de nossas atividades acadêmicas.

## Resumo

O trabalho aborda a análise e otimização multidisciplinar do desempenho de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) por meio da integração de diversas disciplinas e do uso de algoritmos genéticos multiobjetivo. A metodologia adotada consiste em duas partes: o desenvolvimento de uma biblioteca em Python para a previsão de desempenho de VANTs e o acoplamento dessa biblioteca com o software Dakota para a otimização da geometria da asa, levando em consideração parâmetros de desempenho.

A primeira parte do trabalho envolve a criação de uma biblioteca orientada a objetos em Python, utilizando as bibliotecas Numpy, scipy e pandas, seguindo boas práticas de programação. Essa biblioteca é capaz de calcular o desempenho de um VANT com propulsão a hélice, contribuindo para uma análise mais detalhada e precisa das funcionalidades e arquitetura geral da aeronave.

Já a segunda parte do trabalho foca na otimização da geometria da asa do VANT, considerando múltiplos critérios de desempenho simultaneamente. O uso do algoritmo genético multiobjetivo permite encontrar soluções não dominadas que equilibram diferentes objetivos de projeto, como eficiência, segurança e desempenho global. Essa abordagem multidisciplinar é fundamental para o desenvolvimento de projetos aeronáuticos mais avançados e eficazes.

**Palavras-chave:** Desempenho, MOGA (Algoritmo Genético Multiobjetivo), VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado), Otimização multidisciplinar, Python, Dakota.

# Abstract

The work addresses the multidisciplinary analysis and optimization of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) performance through the integration of various disciplines and the use of multi-objective genetic algorithms. The adopted methodology consists of two parts: the development of a Python library for UAV performance prediction and the coupling of this library with Dakota software for wing geometry optimization, taking into account performance parameters.

The first part of the work involves the creation of an object-oriented library in Python, utilizing the Numpy, Scipy, and Pandas libraries, following good programming practices. This library is capable of calculating the performance of a propeller-driven UAV, contributing to a more detailed and accurate analysis of the aircraft's functionalities and overall architecture.

The second part of the work focuses on the optimization of the UAV wing geometry, considering multiple performance criteria simultaneously. The use of the multi-objective genetic algorithm allows for the discovery of non-dominated solutions that balance different design objectives, such as efficiency, safety, and overall performance. This multidisciplinary approach is essential for the development of more advanced and effective aeronautical projects.

**Keywords:** Performance, MOGA (Multi-Objective Genetic Algorithm), UAV (Unmanned Aerial Vehicle), Multidisciplinary Optimization, Python, Dakota.

## Lista de Figuras

1	VANT Nauru 500c para vigilância aérea . . . . .	11
2	Forças aerodinâmicas atuantes na aeronave durante o voo . . . . .	13
3	Coefficiente de sustentação do perfil em função do ângulo de ataque . . . . .	14
4	Características principais de uma asa finita . . . . .	15
5	Variação do arrasto parasita ( $D_0$ ) e induzido ( $D_i$ ) com a velocidade . . . . .	17
6	Polar de arrasto . . . . .	18
7	Forças atuantes em voo reto sem aceleração . . . . .	19
8	Uma comparação entre a velocidade mínima de potência e a velocidade mínima de arrasto . . . . .	20
9	Potência requerida e disponível em função da velocidade . . . . .	21
10	Geometria e distribuição de velocidade de uma hélice . . . . .	22
11	Forças e ângulos atuantes na hélice . . . . .	22
12	Comparação entre eficiências de vários tipos de hélices . . . . .	23
13	Forças atuantes durante o voo de subida . . . . .	23
14	Potência requerida e disponível em função da velocidade . . . . .	24
15	Ângulo e razão de subida em função da velocidade . . . . .	25
16	Forças atuantes durante o voo a descida . . . . .	25
17	Hodógrafo para um voo planado . . . . .	26
18	As três principais etapas da operação de decolagem . . . . .	28
19	Forças atuantes na decolagem . . . . .	28
20	Relação entre $S_A$ e $S'_A$ . . . . .	30
21	Uma aeronave em voo de curva nivelada: (a) vista frontal e (b) vista superior	31
22	Fases da aterrissagem . . . . .	33
23	Etapas preliminares, conceitual e detalhamento . . . . .	36
24	Otimização Clássica via Carpet Plot . . . . .	38
25	Extremo local e global de um domínio . . . . .	40
26	Comparação de abordagens convencionais e genéticas . . . . .	41
27	Estrutura geral dos algoritmos genéticos . . . . .	43
28	Inviabilidade e ilegalidade em algoritmos genéticos . . . . .	44
29	Diagrama de classe simplificado da ZebraLib . . . . .	46
30	Interface entre o Dakota e os modelos de simulação do usuário . . . . .	47
31	Dados Climáticos de São José dos Campos, Brasil 2023 . . . . .	48
32	Trações disponíveis e requeridas da Aeronave . . . . .	50
33	Potências disponíveis e requeridas da Aeronave . . . . .	50
34	Dinâmica força de decolagem . . . . .	51
35	Cinemática de decolagem . . . . .	51
36	Altitude-densidade x distância para decolagem . . . . .	52

37	Razão e ângulo de subida em função da velocidade . . . . .	52
38	Livrar obstáculo na pista . . . . .	53
39	Velocidades para o voo de cruzeiro . . . . .	53
40	Fator de carga ( $n$ ) . . . . .	54
41	Ângulo de inclinação ( $\phi$ ) . . . . .	54
42	Raio mínimo de curva . . . . .	55
43	Razão de curva ( $d\psi/dt$ ) . . . . .	55
44	Razão e ângulo de descida para altitude-densidade de $(1212 \pm 73m)$ . . . .	56
45	Dinâmica do pouso para altitude-densidade de $(1212 \pm 73m)$ . . . . .	56
46	Cinemática do pouso para altitude-densidade de $(1212 \pm 73m)$ . . . . .	57
47	Altitude-densidade x distâncias de pouso . . . . .	57
48	Envelope de Voo . . . . .	58
49	Envergadura em função das gerações . . . . .	63
50	Corda raiz em função das gerações . . . . .	63
51	Corda na ponta em função das gerações . . . . .	64
52	Afilamento em função das gerações . . . . .	64
53	Corda média aerodinâmica em função das gerações . . . . .	65
54	Área alar em função das gerações . . . . .	65
55	Alongamento em função das gerações . . . . .	66
56	Carga paga em função das gerações . . . . .	66
57	Matriz de correlação . . . . .	68
58	Envergadura em função da razão de subida . . . . .	69
59	Alongamento em função da razão de subida . . . . .	69
60	Corda média aerodinâmica em função da razão de subida . . . . .	70
61	Área alar em função da razão de subida . . . . .	70
62	Razão de subida em função da distância de decolagem . . . . .	71
63	Razão de subida em função do raio de curva mínimo . . . . .	71
64	Raio de curva mínimo em função da distância de decolagem . . . . .	72
65	Exemplo de várias configurações avalidas . . . . .	73
66	Comparando melhor e pior indivíduo no obj_fn_1 . . . . .	73
67	Comparando 3 melhores indivíduos . . . . .	74

## Lista de Tabelas

1	Variáveis críticas para otimização . . . . .	37
2	Parâmetros críticos para otimização . . . . .	37
3	Média densidade do ar e Altitude-densidade da região . . . . .	49
4	Parâmetros do VANT a ser analisados . . . . .	49
5	Outputs da biblioteca de desempenho pontual . . . . .	59
6	Variáveis de input da Dakota . . . . .	60
7	Parâmetros de desempenho críticos para otimização . . . . .	60
8	hiperparâmetros utilizados no algoritmo genético . . . . .	61
9	filtro aplicado para eliminar indivíduos irreais . . . . .	62
10	Parâmetros de desempenho críticos otimizados . . . . .	62
11	Parâmetros geométricos críticos otimizados . . . . .	62
12	Parâmetros geométricos críticos otimizados . . . . .	72
13	Desempenho pontual das configurações . . . . .	75

# Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>11</b>
1.1	Motivação . . . . .	11
1.2	Objetivos . . . . .	11
<b>2</b>	<b>Fundamentação teórica</b>	<b>13</b>
2.1	Força de arrasto e sustentação . . . . .	13
	2.1.1 Coeficiente de sustentação . . . . .	14
	2.1.2 Coeficiente de arrasto . . . . .	17
2.2	Tração e potência requerida . . . . .	19
2.3	Tração e potência propulsiva disponível . . . . .	21
2.4	Subida . . . . .	23
2.5	Planeio . . . . .	25
2.6	Cruzeiro . . . . .	27
2.7	Decolagem . . . . .	28
	2.7.1 Rolagem . . . . .	28
	2.7.2 Rotação . . . . .	30
	2.7.3 Subida até livrar o obstáculo . . . . .	30
2.8	Curva e manobra . . . . .	31
2.9	Aterrizagem . . . . .	33
	2.9.1 Descida até o toque com o solo . . . . .	33
	2.9.2 Rotação . . . . .	34
	2.9.3 Rolagem . . . . .	34
2.10	Métodos de otimização de aeronaves . . . . .	35
	2.10.1 Revisão histórica da otimização na engenharia . . . . .	35
	2.10.2 Otimização do projeto preliminar de um VANT . . . . .	35
	2.10.3 Métodos de otimização clássicos . . . . .	37
2.11	Visão geral da otimização de Design Multidisciplinar (MDO) . . . . .	38
	2.11.1 Algoritmos genéticos evolutivos . . . . .	40
<b>3</b>	<b>Metodologia e Desenvolvimento</b>	<b>46</b>
3.1	Proposta geral do trabalho . . . . .	46
<b>4</b>	<b>Resultados e discussão</b>	<b>48</b>
4.1	Modelo de atmosfera . . . . .	48
4.2	Análise de desempenho do VANT . . . . .	49
	4.2.1 Tração disponível e arrasto . . . . .	49
	4.2.2 Corrida de decolagem e subida . . . . .	51
	4.2.3 Voo de cruzeiro . . . . .	53

4.2.4	Curva e manobra . . . . .	54
4.2.5	Descida e aterrizaçem . . . . .	55
4.2.6	Envelope e teto absoluto de Voo . . . . .	58
4.2.7	Desempenho pontual . . . . .	58
4.3	Otimização de Design Multidisciplinar (MDO) do VANT . . . . .	59
4.3.1	Implementando Dakota com a ZebraLib . . . . .	59
4.3.2	Filtro e análise da convergência do algoritmo . . . . .	61
4.4	Análise de Sensibilidade do modelo adotado . . . . .	67
4.5	Relação entre as variáveis de design e variáveis de desempenho . . . . .	68
4.6	Análise e esboço dos aviões otimizados . . . . .	72
<b>5</b>	<b>Conclusão</b>	<b>76</b>
	<b>Referências</b>	<b>77</b>

# 1 Introdução

## 1.1 Motivação

Veículo aéreo não-tripulado, ou VANT, é um termo genérico que identifica uma aeronave que pode voar sem tripulação, normalmente projetada para operar em situações perigosas e repetitivas em regiões consideradas hostis ou de difícil acesso (FURTADO et al., 2008). Por apresentar baixo custo e flexibilidade, VANTs vem sendo amplamente utilizados para diversas aplicações. (MATIAS; GUZATTO; SILVEIRA, 2014) propuseram uma metodologia de extração de informações geográficas com base em fotografias aéreas obtidas por VANTs. (CARDOSO; QUEIROS; SANTOS, 2018) discorrem sobre a possibilidade de se utilizar drones como ferramentas de monitoramento ambiental da Floresta Amazônica. (DOHERTY; RUDOL, 2007) apresentam a situação atual de VANTs para situações de Busca e Salvamento, dividindo em duas etapas, identificação de corpos e entrega de medicamentos e suprimentos às vítimas.

Figura 1 – VANT Nauru 500c para vigilância aérea



Fonte: (XMOBOTS, )

O desempenho das aeronaves está relacionado à sua capacidade e eficiência em executar suas funções operacionais, como decolagem, subida, cruzeiro, manobra, descida e pouso. Ao projetar uma aeronave, é crucial considerar a missão atribuída, ou seja, como ele deve desempenhar suas funções. É essencial ter a capacidade de prever e induzir comportamentos específicos que facilitem o cumprimento da missão, visando aprimorar a eficiência operacional, ampliar o alcance, aumentar a autonomia, otimizar a carga útil e garantir conformidade com as regulamentações e garantindo assim uma posição competitiva no mercado. Nesse sentido, o desenvolvimento de ferramentas computacionais para otimizar tempo e recursos financeiros durante a análise de desempenho d aeronave é imprescindível, pois permite o feedback rápido entre as áreas de projetos e melhores iterações.

## 1.2 Objetivos

Este trabalho de graduação tem como objetivo desenvolver uma biblioteca em *Python* capaz de analisar o desempenho de uma aeronave nas 6 fases principais de voo: decolagem,

subida, cruzeiro, manobra, descida e pouso, com foco em modelos analíticos propostos por (ANDERSON, 1999), (SADRAEY, 2016) e (RAYMER, 1992) e adequando desses modelos à realidade de um VANT. A importância dessa abordagem computacional reside na capacidade de proporcionar uma estimativa precisa e eficiente do comportamento da aeronave, resultando em benefícios significativos em termos de economia de tempo, material, recursos computacionais e custos financeiros. O desenvolvimento dessa ferramenta computacional envolverá a consideração detalhada de diversos parâmetros e variáveis que afetam o desempenho da aeronave em cada fase específica do voo, neste trabalho pretende-se:

- Desenvolver uma biblioteca orientada a objeto em *Python* capaz de analisar o desempenho de uma aeronave monoplano convencional nas 6 fases principais de voo.
- Avaliar a influência dos parâmetros no desempenho da aeronave, em particular, altitude-densidade e carga útil.
- Integrar a biblioteca com o framework Dakota (ADAMS B.M.; WINOKUR, 2021) para realizar otimizações para maximizar a carga útil utilizando algoritmos genéticos multiobjetivo.

## 2 Fundamentação teórica

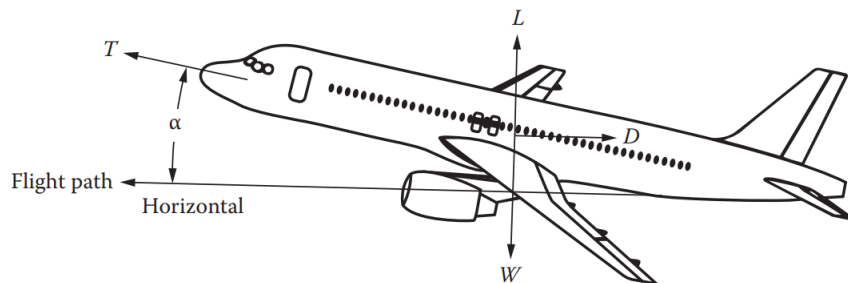
### 2.1 Força de arrasto e sustentação

Neste estudo, todas as equações semi-empíricas relevantes foram consideradas para concepção de uma aeronave monoplano com asa trapezoidal, sem diedro e sem enflechamento, e com fuselagem cilíndrica. Ao validar cada uma dessas equações, assegura-se que a modelagem matemática seja precisa e confiável, proporcionando uma base sólida para o desenvolvimento.

A figura 2 ilustra as forças que serão consideradas para a análise de desempenho da aeronave:

- Sustentação ( $L$ )
- Arrasto ( $D$ )
- Peso ( $W$ )
- Tração ( $T$ )

Figura 2 – Forças aerodinâmicas atuantes na aeronave durante o voo



Fonte: (SADRAEY, 2016)

A origem das forças aerodinâmicas é a distribuição de pressão do ar sobre toda a aeronave, somada ao atrito entre o ar e os componentes externos da aeronave. A aeronave deve ser projetada para gerar as forças aerodinâmicas (sustentação e arrasto) de maneira a apoiar o movimento da aeronave da forma mais eficiente possível. A força de sustentação ( $L$ ) age para cima e é a principal força responsável por elevar a aeronave e mantê-la no ar, portanto, deve ser maximizada. A força de arrasto ( $D$ ) sempre atua como uma força contrária ao movimento, portanto, deve ser minimizada. A força peso ( $W$ ) presente devido ao campo gravitacional agindo sobre todo objeto com massa na terra. A força de tração ( $T$ ) é gerada pela hélice.

Visando aumentar a performance geral da aeronave para a missão. Usualmente desempenho deseja maximizar a sustentação e a tração enquanto minimiza o arrasto. Todos

essas forças são funções da geometria do avião, ângulo de ataque, velocidade do vento, densidade e viscosidade do ar e Número de Reynolds. Assim, encontrar um compromisso entre essas forças não é uma tarefa trivial.

Para análise representativa do avião é necessário introduzir dois coeficientes. Coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) dados pelas equações 1 e 2, respectivamente.

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

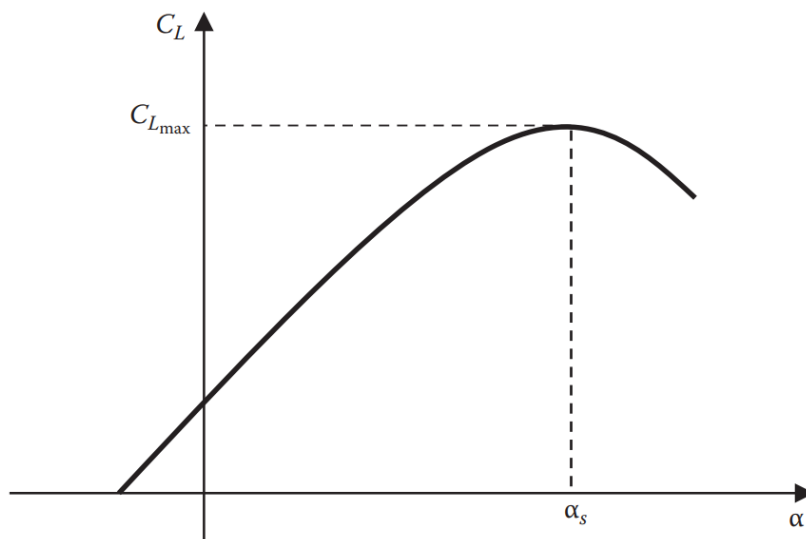
$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \quad (2)$$

No qual,  $\rho$  é a densidade do ar,  $V$  é a velocidade relativa do vento,  $S$  é a área da asa. A seguir será detalhado o processo para se obter estimativas sobre esses coeficientes. A seguir será discutido em detalhes da componente.

### 2.1.1 Coeficiente de sustentação

Sabe-se que a sustentação da asa (um objeto tridimensional) está relacionada ao perfil aerodinâmico (um objeto bidimensional). Portanto, é necessário analisar o comportamento do perfil aerodinâmico em primeiro lugar. A Figura 3 ilustra a variação típica do coeficiente de sustentação do perfil ( $c_L$ ) para um número de Reynolds ( $R_e$ ) fixo em função do ângulo de ataque ( $\alpha$ ).

Figura 3 – Coeficiente de sustentação do perfil em função do ângulo de ataque



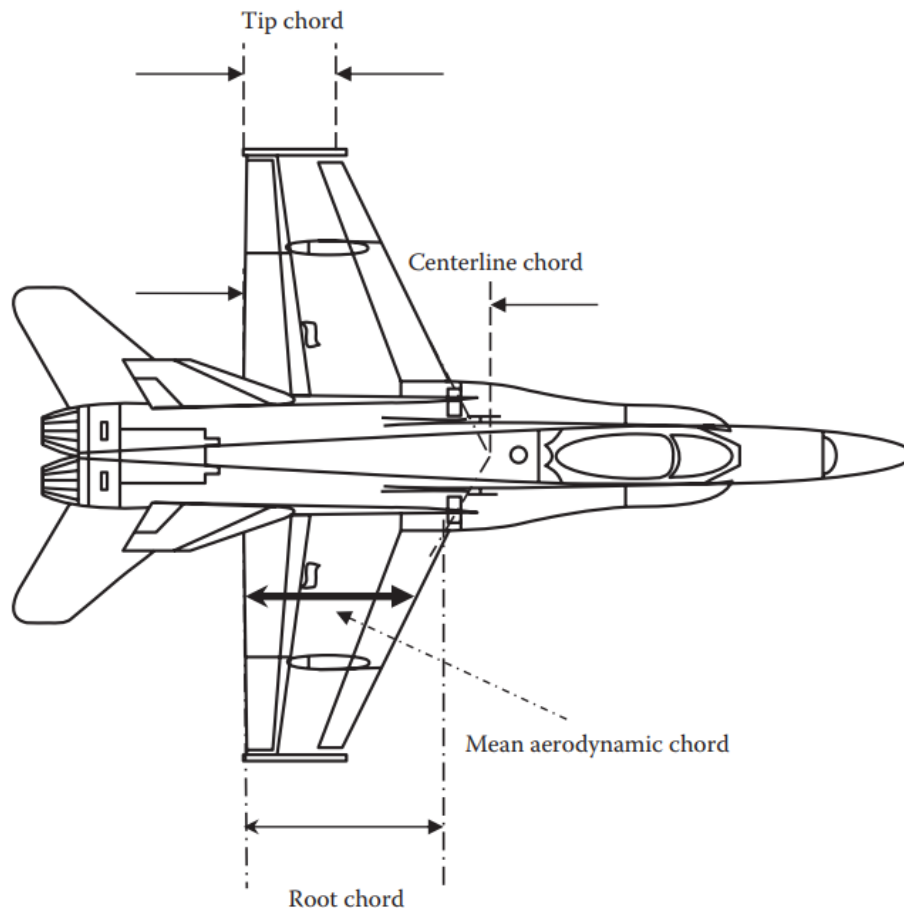
Fonte: (SADRAEY, 2016)

Existem três regiões importantes na curva aerodinâmica. A primeira é a região linear,

onde o aumento do ângulo de ataque resulta em um aumento do coeficiente de sustentação e percebe-se que gerar arrasto é uma condição necessária para se gerar sustentação. A segunda é a região de estol, onde o coeficiente de sustentação atinge o máximo ( $c_{L_{max}}$ ) no ângulo de estol ( $\alpha_s$ ). A partir dessa região, o perfil da asa opera em uma região subótima na qual não consegue mais gerar máxima sustentação. A terceira região é a região de descolamento da camada limite, onde o ar começa a se desprender da asa a partir do ângulo de estol ( $\alpha_s$ ), resultando em uma queda rápida da sustentação e colocando a aeronave em uma posição perigosa, (RODRIGUES, 2014).

Pode-se estimar o coeficiente de sustentação da asa ( $C_{Lw}$ ) da curva  $C_{Lp} \times \alpha$  do perfil, Figura 3. Para isso precisa acrescentar algumas correções. A seguir a Figura 5 ilustra a forma típica de uma asa trapezoidal com dimensões finitas.

Figura 4 – Características principais de uma asa finita



Fonte: (SADRAEY, 2016)

No qual,  $b$  é a envergadura distância de ponta a ponta da aeronave,  $c_m$  é a corda aerodinâmica média da asa,  $c_p$  é a corda na ponta e  $c_r$  é a corda na raiz da asa. Agora, pode-se explicitar alguns parâmetros importantes como  $S$  área da asa, alongamento  $AR$ , Afilamento e  $\lambda$ , respectivamente Equações 3, 4, 5.

$$S = \frac{(c_p + C_r)b}{2} \quad (3)$$

$$AR = \frac{b}{c_m} \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{C_p}{C_r} \quad (5)$$

A maioria das aeronaves o principal contribuinte para a sustentação da aeronave é a asa. Nesse sentido, se assume que a sustentação da asa ( $L_w$ ) é quase igual à sustentação da aeronave ( $L$ ). Assim, temos a Equação 6.

$$L \cong L_w \Rightarrow C_L \cong C_{L_w} \quad (6)$$

A Figura 3 ilustra a comportamento do perfil aerodinâmico. Sabendo da similaridade entre o perfil (um objeto bidimensional) e asa (um objeto tridimensional) na região linear pode-se considerar que as taxa de variação entre os coeficientes de sustentação da asa e da aeronave são iguais, respectivamente. Assim, tem-se as Equações 7 e 9.

$$C_{L_w} = \frac{a_0}{1 + (a_0/\pi e AR)} \quad (7)$$

Sendo  $e$  o fator de eficiência de envergadura da asa como (SADRAEY, 2016) propõe a Equação 8.

$$e = 0.0524\lambda^4 - 0.15\lambda^3 + 0.1659\lambda^2 - 0.0706\lambda + 0.019 \quad (8)$$

$$C_L = C_{L_w}(\alpha_w - \alpha_0) \quad (9)$$

No qual,  $C_L$  é o coeficiente de sustentação do avião,  $a_0$  é a inclinação da curva de sustentação do perfil,  $\alpha_0$  é o ângulo de ataque de zero sustentação da asa e  $\alpha_w$  é o ângulo de ataque da asa.

Lembrando que o valor de  $C_L$  obtido para a aeronave depende da geometria do perfil aerodinâmico e de  $R_e$ . Ou seja, para cada velocidade é necessário calcular o valor de  $R_e$

do perfil, Equação 10. Em seguida, buscar na curva do perfil aerodinâmico adotado o valor de  $c_L$  correspondente ao ângulo de ataque. Após fazer a correção para a asa finita que era aproximadamente igual ao coeficiente de sustentação do avião inteiro.

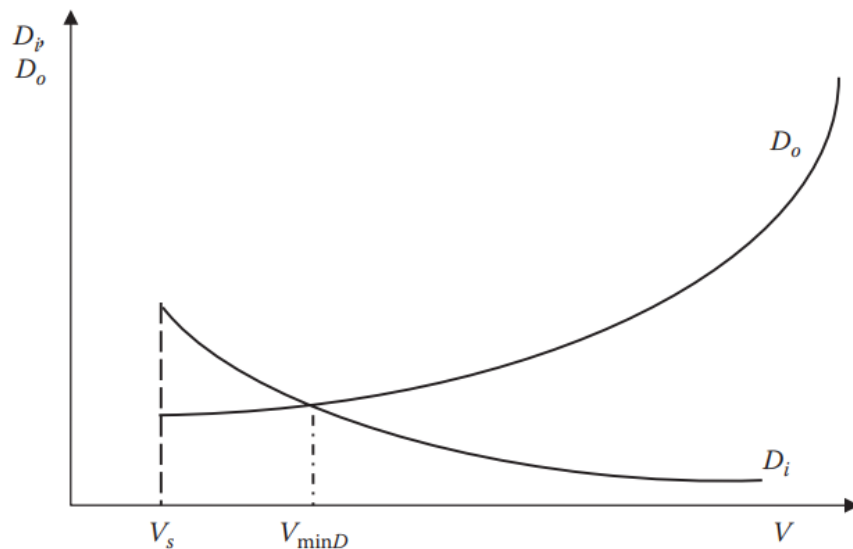
$$Re = \frac{c_m V}{\nu} \quad (10)$$

No qual,  $\nu$  é a viscosidade cinemática do ar.

### 2.1.2 Coeficiente de arrasto

A força de arrasto é a soma de todas as forças que resistem ao movimento da aeronave. A variação da força de arrasto em função da velocidade no ar é composto por duas componentes. O Arrasto induzido ( $D_i$ ) diminui com a velocidade, e está associado à formação de vórtices atrás de uma superfície de sustentação devido ao aspecto finito da asa (AR). E o arrasto parasita ( $D_o$ ) que aumenta com a velocidade definido como arrasto total de um avião menos o arrasto induzido. Assim, é o arrasto não diretamente associado com a produção de sustentação.

Figura 5 – Variação do arrasto parasita ( $D_o$ ) e induzido ( $D_i$ ) com a velocidade



Fonte: (SADRAEY, 2016)

Assim, o arrasto total da aeronave pode ser calculado pelos seus coeficientes de arrasto Equação 11.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (11)$$

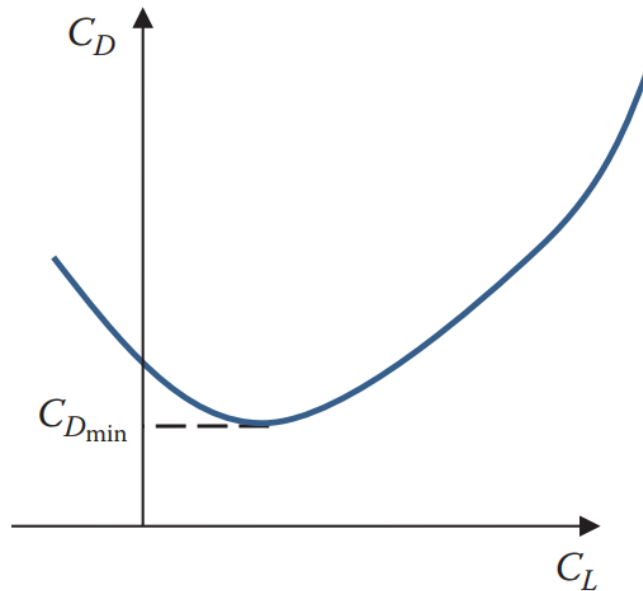
Pode-se calcular o coeficiente de arrasto  $C_D$  pela polar da arrasto Figura 6 que pode ser modelado pela Equação 12.

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{\pi e_0 AR} C_L^2 \quad (12)$$

No qual,  $e$  é a eficiência de Oswald como (SADRAEY, 2016) propõe é dado pela Equação 13.

$$e_0 = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (13)$$

Figura 6 – Polar de arrasto



Fonte: (SADRAEY, 2016)

Para calcular o arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) é necessário somar todas os arrastos dos dispositivos do avião como: fuselagem, asa, cauda vertical e cauda horizontal. Para fuselagem como (SADRAEY, 2016) propõe a Equação 14 para o cálculo da arrasto parasita para regime de escoamento turbulento.

$$C_{DO_f} = \frac{0.455}{[\log_{10} Re]^{2.58}} 1 + \left[ \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \frac{L}{D} \right] \left[ \frac{S_{wet}}{S} \right] \quad (14)$$

No qual,  $L$  é o comprimento da fuselagem,  $D$  é o seu diâmetro,  $S_{wet}$  é área molhada do avião e  $S$  é a área da asa. Para asa e para cauda tanto horizontal quanto vertical a equação é a mesma. Exceto por usar  $S_{wet}$  e  $(t/c)_{max}$  que próprios de cada superfície.

Assim, como (SADRAEY, 2016) propõe a Equação 15 para o cálculo da arrasto parasita para regime de escoamento turbulento.

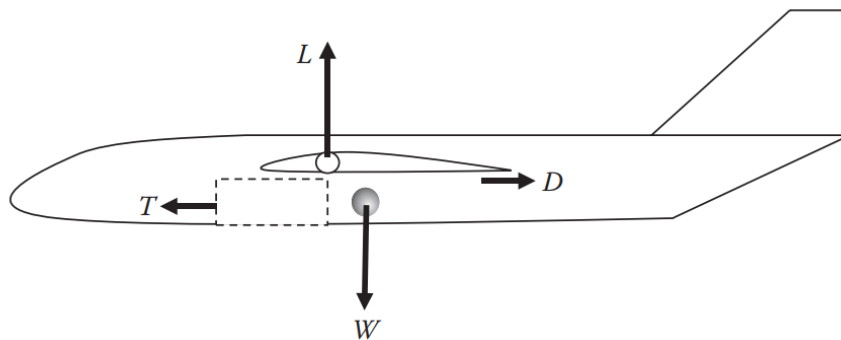
$$C_{DO_w} = \frac{0.455}{[\log_{10} R_e]^{2.58}} [(1 + 2.7(t/c)_{max} + 100(t/c)_{max}^4)] \left[ \frac{S_{wet}}{S} \right] \left[ \frac{C_{d_{min}}}{0.004} \right]^4 \quad (15)$$

No qual,  $(t/c)_{max}$  é a razão espessura pela corda máximo e  $C_{d_{min}}$  é obtido pela polar de arrasto do perfil da asa e da cauda.

## 2.2 Tração e potência requerida

A Figura 7 ilustra o diagrama de corpo livre do avião em regime permanente em voo reto nivelado.

Figura 7 – Forças atuantes em voo reto sem aceleração



Fonte: (SADRAEY, 2016)

Aplicando segunda de lei de Newton no diagrama da Figura 7 e assumindo voo não acelerado tem-se que as forças precisam estar em equilíbrio, Equação 16.

$$T = D \quad W = L \quad (16)$$

De acordo com essas equações, dois pré-requisitos para o voo em linha reta não acelerado são os seguintes: a força de arrasto deve ser igual a tração do motor e a força de sustentação deve ser igual ao peso da aeronave. Para garantir um voo sustentado com velocidade constante o  $C_L$  requerido é dado pela Equação 17.

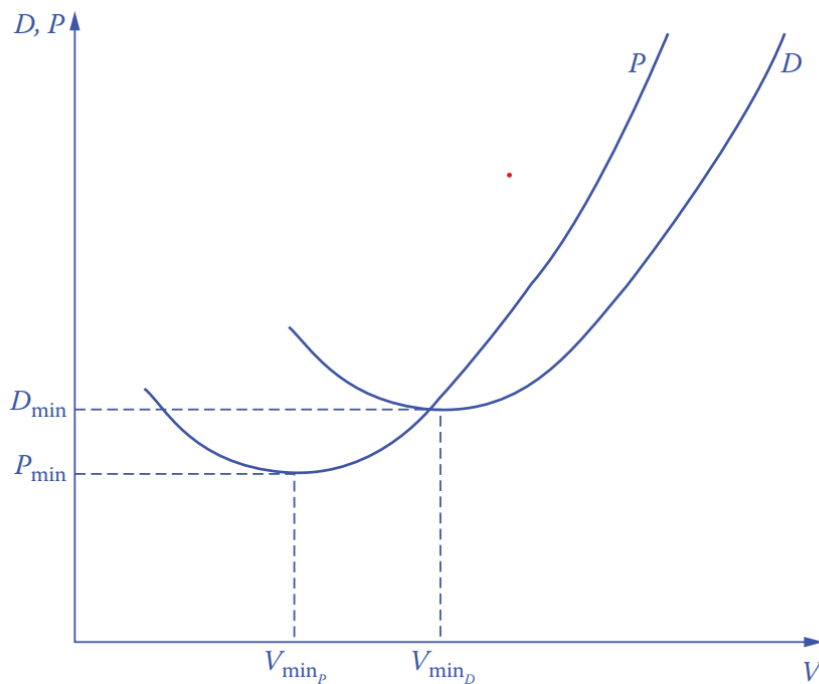
$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (17)$$

Assim, tem-se a força de arrasto dado pela Equação 18.

$$T_{Req} = D = \frac{1}{2}\rho V^2 S \left[ C_{D0} + \frac{\left[ \frac{2W}{\rho V^2 S} \right]^2}{\pi e_0 AR} \right] \quad (18)$$

Usualmente, o arrasto ( $D$ ) nessa condição é chamado de tração requerida ( $T_{Req}$ ), uma vez que, é a tração mínima requerida para a aeronave se manter em velocidade constante. Para se obter a potência requerida ( $P_{Req}$ ) basta multiplicar  $T_{Req}$  pela velocidade de voo.

Figura 8 – Uma comparação entre a velocidade mínima de potência e a velocidade mínima de arrasto



Fonte: (SADRAEY, 2016)

A Figura 8 as curvas de  $T_{Req}$  e  $P_{Req}$  em função da velocidade de voo no qual duas velocidades são importantes ( $V_{min_P}$ ) e ( $V_{min_D}$ ) para o voo em cruzeiro de acordo com a missão da aeronave.

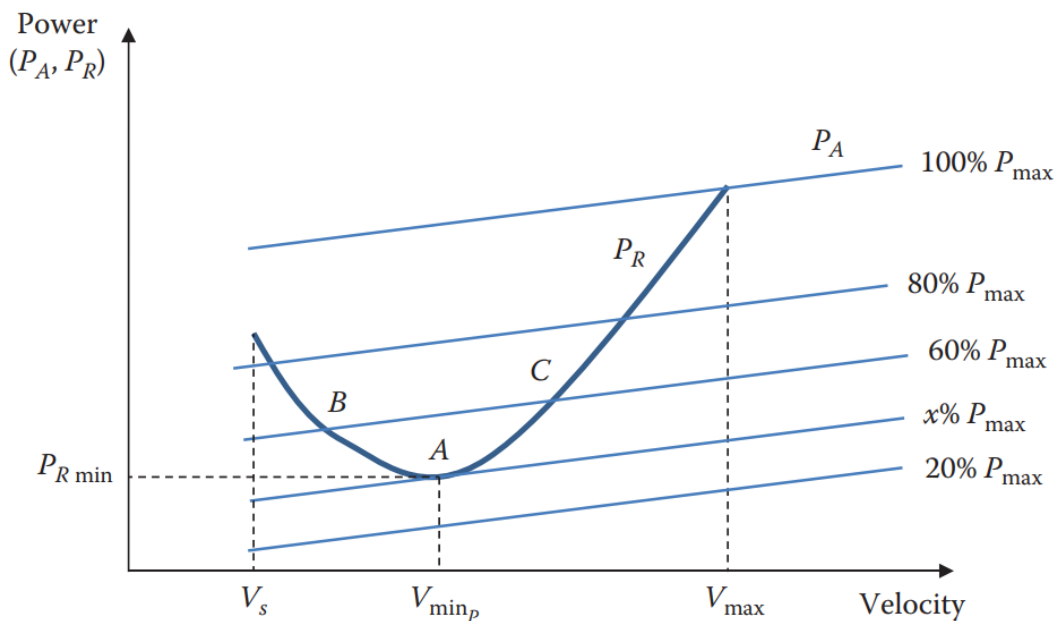
A velocidade de potência mínima ( $V_{min_P}$ ) também chamada de velocidade de máxima autonomia que é a velocidade de máxima eficiência aerodinâmica ( $(L/D)_{max}$ ). Tal velocidade que proporciona maior tempo no ar com dada quantidade de combustível. E a velocidade de mínima tração requerida  $V_{min_D}$  também chamada velocidade de máximo alcance que corresponde a velocidade de mínimo arrasto possível. Tal velocidade permite voar a maior distância possível com dada quantidade de combustível (SADRAEY, 2016).

A tração disponível e a saída da combinação motor e hélices que como visto para hélices de passo constante diminui com o aumento da velocidade. À medida que o acelerador é alterado, a potência disponível também será alterada. Se a potência requerida for

superior à potência disponível a missão não é possível com a potência atual (ANDERSON, 1999).

A Figura 9 mostra que dependendo da configuração do acelerador e da velocidade no ar, as curvas  $P_A$  e  $P_R$  podem ter nenhuma, uma ou duas interseções. Se o  $P_A$  for muito baixo (por exemplo, 20% da potência máxima do motor), não haverá intersecção. Quando  $P_A$  atinge o valor requerido (por exemplo, 60% da potência máxima do motor), haverá duas interseções (pontos B e C).

Figura 9 – Potência requerida e disponível em função da velocidade



Fonte: (SADRAEY, 2016)

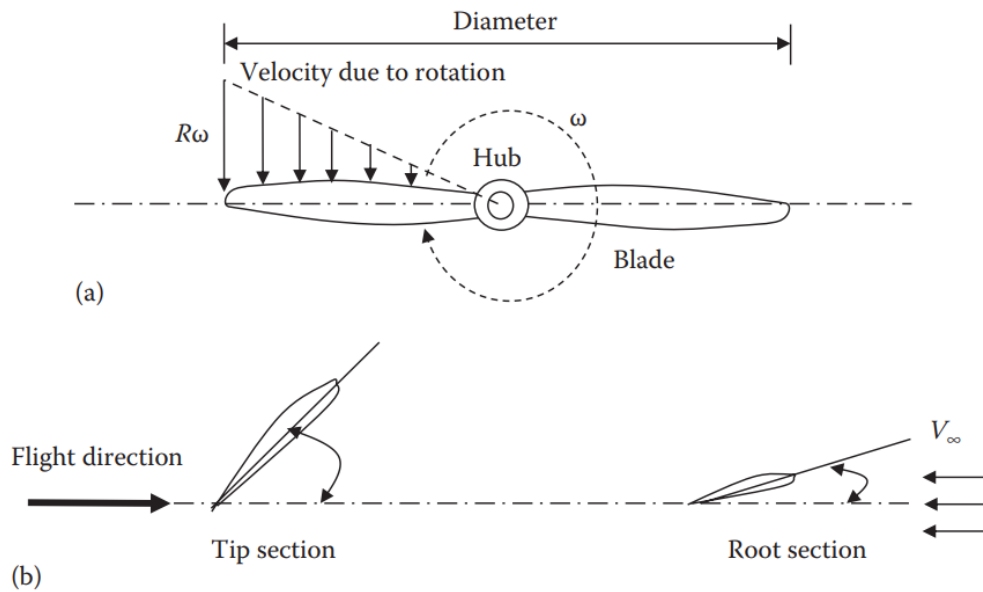
O ponto B é chamado de velocidade mínima propulsiva e o ponto C velocidade máxima propulsiva, ambos serão importantes futuramente para calcular o envelope de voo para o teto absoluto da aeronave. Se a potência do motor for com valor igual à potência mínima requerida, haverá apenas uma interseção (ponto A).

### 2.3 Tração e potência propulsiva disponível

No caso de VANTs de pequeno e médio porte usualmente se utiliza um sistema propulsivo a hélice de passo fixo devido as baixas velocidades requeridas. O grupo moto propulsor é a combinação do motor e da hélice. O motor da aeronave fornece energia, na forma de torque, ao eixo da hélice e a hélice converte o torque em tração, essa conversão nunca é 100% eficiente.

A hélice da aeronave, detalhada pela Figura 10, consiste em duas ou mais pás e um cubo central ao qual as pás são fixadas. Aerodinamicamente, a pá da hélice de uma aeronave é essencialmente uma asa giratória que gera sustentação longitudinal criando impulso para puxar avião pelo ar.

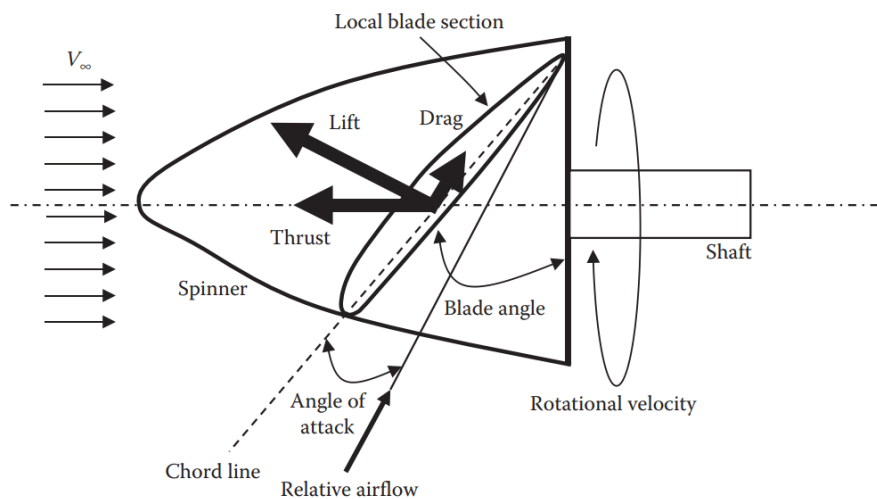
Figura 10 – Geometria e distribuição de velocidade de uma hélice



Fonte: (SADRAEY, 2016)

A capacidade da hélice gerar propulsão, ou seja sustentação e arrasto ilustrado na Figura 11, é dependente dos seguintes fatores: número de pás, diâmetro da hélice, aerofólio da pá (seção transversal), ângulo de ataque da pá, ângulo de inclinação, ângulo de torção e inclinação.

Figura 11 – Forças e ângulos atuantes na hélice

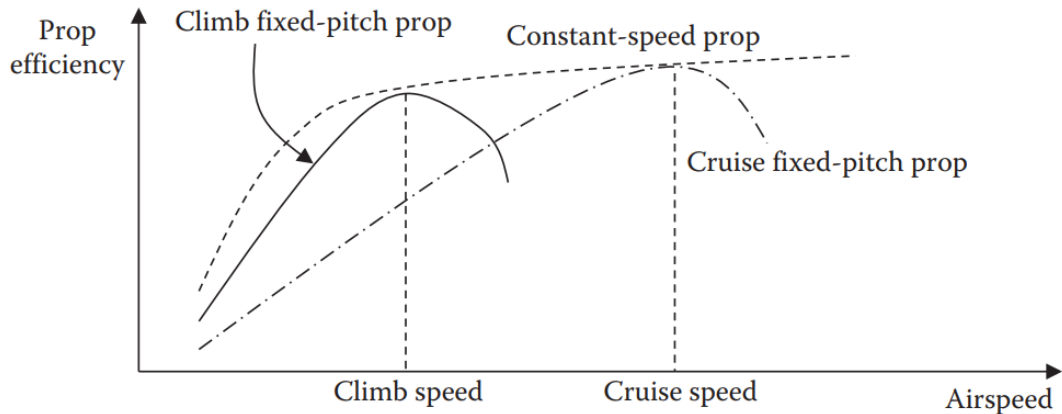


Fonte: (SADRAEY, 2016)

Uma característica indesejável da hélice de passo fixo é a perda de eficiência com o aumento da velocidade. Com o aumento da velocidade do avião por efeitos de compressibilidade do ar ocorre a perda brusca de eficiência da hélice. Para balancear esse efeito é necessário diminuir o passo da hélice (ângulo de ataque), Figura 11.

Na maioria dos VANTs isto não acontece, devido a complexidade do sistema de mudança de passo. Assim, a hélice permanece com o passo fixo e perde eficiência com o aumento da velocidade de voo como mostra Figura 12. Por essa razão ensaios em túnel de vento para modelar a queda de eficiência da hélice em função da velocidade é fundamental para uma boa predição de desempenho da aeronave.

Figura 12 – Comparação entre eficiências de vários tipos de hélices

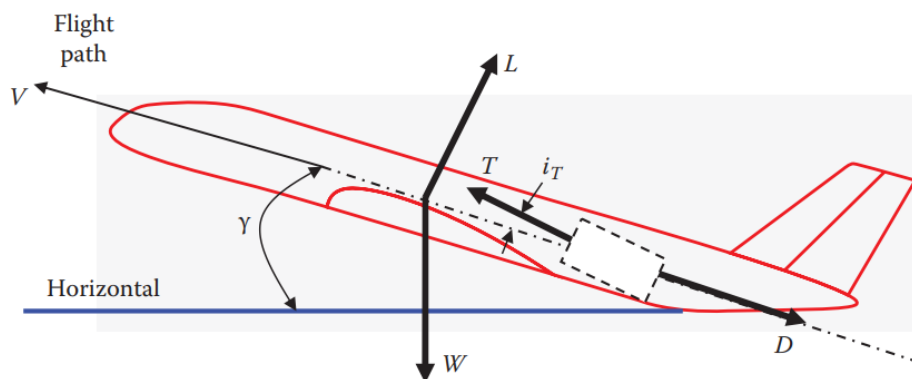


Fonte: (SADRAEY, 2016)

## 2.4 Subida

Pode-se é razoável admitir que a subida é feita a velocidade constante. Assim, a partir do diagrama de corpo livre Figura 13. Aplicando segunda lei de Newton tem-se a subida com velocidade constante Equação 19 e 20.

Figura 13 – Forças atuantes durante o voo de subida



Fonte: (SADRAEY, 2016)

$$\sum F_x = T(V) - D(V, \gamma) - W \sin(\gamma) = m \frac{dV}{dt} = 0 \quad (19)$$

$$\sum F_y = L(V, \gamma) - W \cos(\gamma) = m \frac{dV}{dt} = 0 \quad (20)$$

E pelo triângulo de velocidades, Figura 13 pode-se obter as Equações 21.

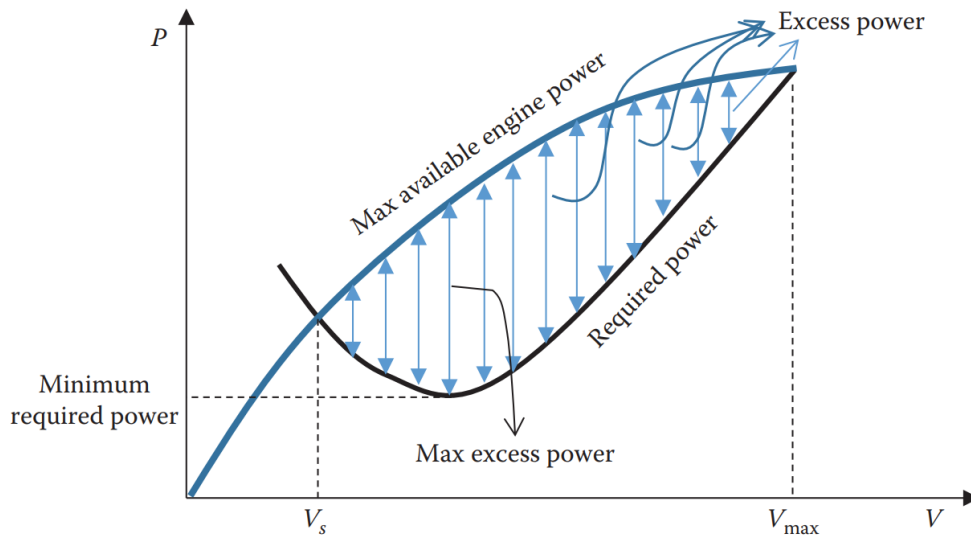
$$V_H = \dot{x} = V \cos(\gamma) \quad V_V = \dot{h} = V \sin(\gamma) \quad (21)$$

No qual,  $V_H$  e  $V_V$  é a velocidade horizontal e vertical (chamada razão de subida), respectivamente. Pode-se obter a razão de subida pelo método de diferença de energia entre potência requerida ( $P_R$ ) e disponível ( $P_A$ ), Equação 22.

$$RC = V \sin(\gamma) = \frac{TV - DV}{W} = \frac{P_R - P_A}{W} \quad (22)$$

A razão de subida, Figura 14, ( $RC$ ) aumenta com o excesso de potência, contudo percebe-se que o excesso de potência tem um limite máximo. Isso indica que o razão de subida também tem limite em qualquer aeronave. Como já discutido a potência do motor diminui com a altitude. Assim, o  $RC$  também diminui com a altitude quando atinge zero é chamado de uma altitude chamada teto absoluto (ROSKAM, 1985).

Figura 14 – Potência requerida e disponível em função da velocidade

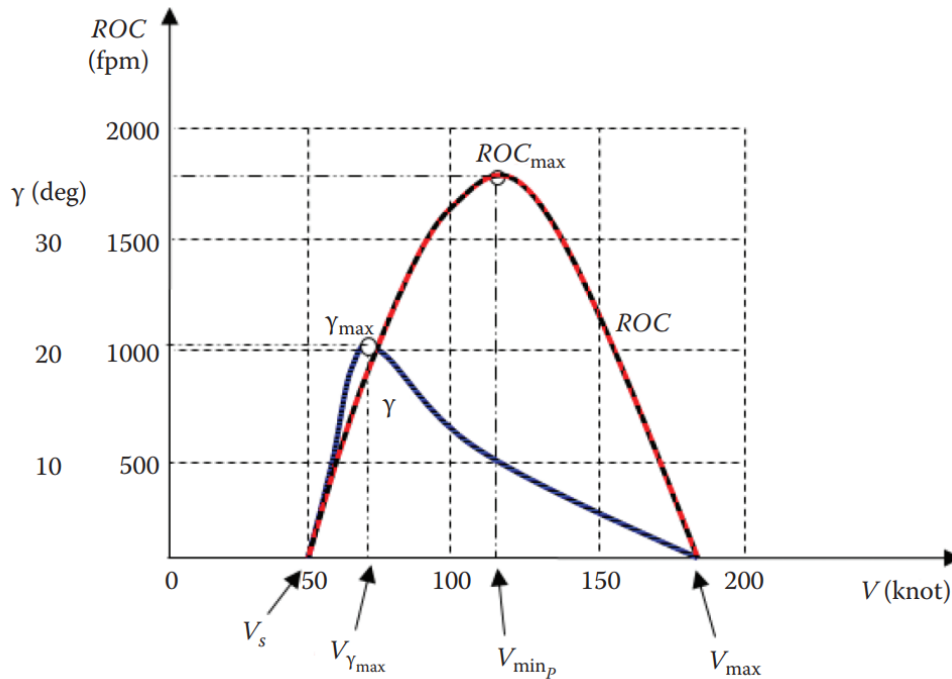


Fonte: (SADRAEY, 2016)

As curvas da Figura 15 mostram que, para uma determinada carga alar, a magnitude do  $RC$  é muito sensível a desvios da velocidade mínima de potência. Em outras palavras, uma subida a uma velocidade superior à a velocidade mínima de potência penaliza significativamente o desempenho de subida mais rápida. Ademais, o máximo ângulo não

proporciona a máxima razão de subida (SADRAEY, 2016).

Figura 15 – Ângulo e razão de subida em função da velocidade

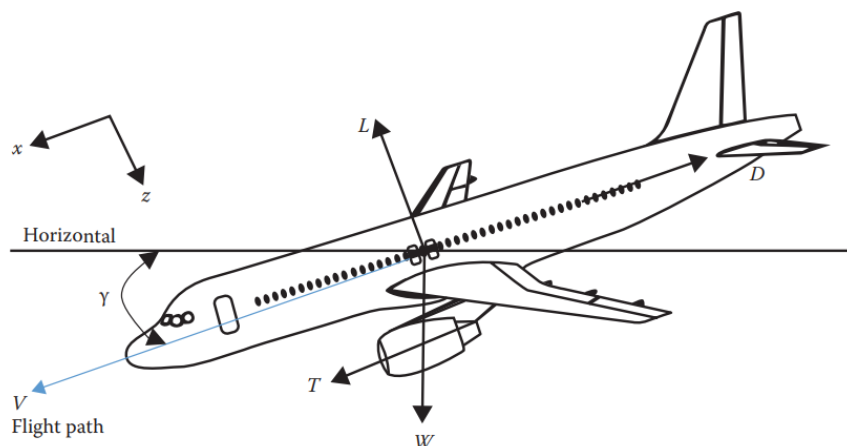


Fonte: (SADRAEY, 2016)

## 2.5 Planeio

Para a análise do voo de planeio, considera-se que a tração disponível é nula, pois nesta condição a aeronave se encontra operando com o motor em marcha lenta, portanto, apenas são consideradas para efeitos de cálculos as forças de sustentação e arrasto, além do peso da aeronave (RODRIGUES, 2014). A Figura 16 ilustra o diagrama de corpo livre da descida.

Figura 16 – Forças atuantes durante o voo a descida



Fonte: (SADRAEY, 2016)

Para a descida não acelerada tem-se as Equações 23 e 24.

$$\sum F_x = D(V, \gamma) - W \text{sen}(\gamma) = 0 \quad (23)$$

$$\sum F_y = L(V, \gamma) - W \text{cos}(\gamma) = 0 \quad (24)$$

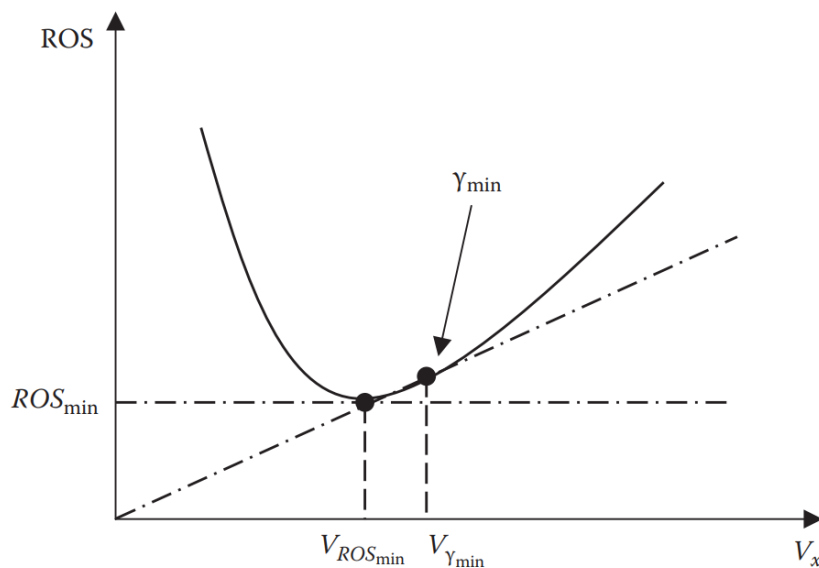
De modo análogo a subida, resolvendo as Equações 24 e 23 pode-se encontrar o a razão e ângulo de planeio Equação 26 e 26.

$$R_D = V_v = V \text{sen}(\gamma) \quad (25)$$

$$\gamma = \tan^{-1} \left[ \frac{1}{L/D} \right] \quad (26)$$

Isso demonstra que o ângulo de planeio é estritamente uma função da relação sustentação-arrasto; quanto maior o L/D, mais raso o ângulo de deslizamento. Consequentemente, o ângulo de planeio não depende do peso da aeronave ou da altitude de voo. Existem dois ângulos de planeio importantes. Ângulo de máxima distância em solo quando  $(L/D)_{max}$  e ângulo de máximo tempo em voo quando a razão de descida é igual a velocidade de  $V_{minP}$ . A Figura 17 ilustra os diferentes ângulos e razão de descido para várias velocidades horizontais.

Figura 17 – Hodógrafo para um voo planado



Fonte: (SADRAEY, 2016)

## 2.6 Cruzeiro

O custo do voo de uma aeronave de transporte pode ser minimizado otimizando o voo de cruzeiro. Os parâmetros como perfil aerodinâmico, área, envergadura, afilamento, enflechamento da asa são determinados primordialmente para otimizar a fase de cruzeiro. Uma aeronave geralmente não voa na velocidade máxima por muito tempo, sendo projetada para ser altamente eficiente na velocidade de cruzeiro ( $V_C$ ).

Essa velocidade é sempre menor que a velocidade máxima e depende de vários parâmetros, como peso da aeronave, altitude de voo, duração do voo, distância, custo de combustível e condições atmosféricas. A altitude de cruzeiro também é determinada por diversos fatores, incluindo os Regulamentos Federais de Aviação. Como regra geral, para aeronaves leves, a velocidade de cruzeiro  $V_C$  fica entre 70% a 90% da velocidade máxima (SADRAEY, 2016). E pode ser baseada na carta de performance do motor ou na velocidade de máximo alcance da missão.

Para calcular a velocidade de cruzeiro com base na carta de performance do motor a hélice (SADRAEY, 2016) propõe a Equação 27.

$$\eta P_{max_{SL}} \eta_P \left[ \frac{\rho}{\rho_{h0_0}} \right]^{0.9} = \frac{1}{2} \rho V_C^3 S C_{D0} + \frac{2K(mg)^2}{\rho V_C^2 S} \quad (27)$$

No qual,  $\eta$  é a porcentagem da potência máxima do motor para o cruzeiro dado pela carta do motor,  $P_{max_{SL}}$  é a potência máxima ao nível do mar e  $\eta_P$  é a eficiência da hélice.

Quando o desempenho do motor indica o desempenho ideal (melhor alcance) não são fornecidos. É necessário calcular a velocidade de cruzeiro com base na velocidade de máximo alcance da missão tem-se a Equação 29.

$$V_C = \sqrt{\frac{2W}{\rho_c S C_{LR_{max}}}} \quad (28)$$

Sendo  $C_{LR_{max}}$  o coeficiente de sustentação para o máximo alcance e a altitude de cruzeiro Equação.

$$C_{LR_{max}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (29)$$

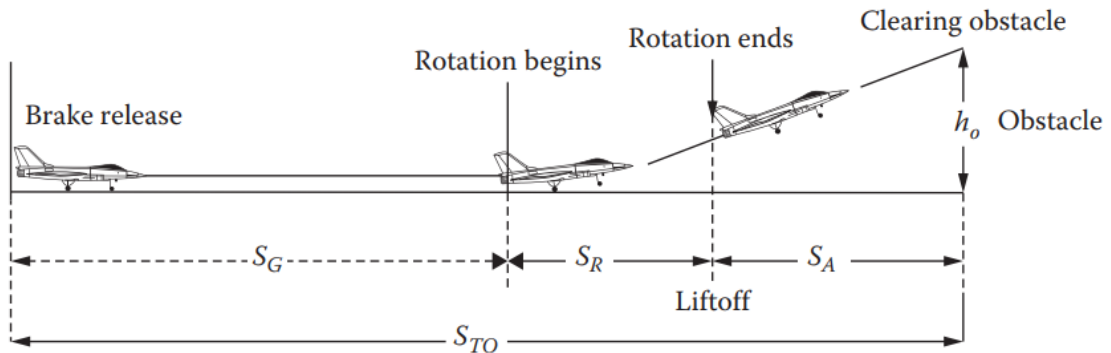
## 2.7 Decolagem

A decolagem pode ser dividida em três etapas: rolagem ( $S_G$ ) distância percorrida com o avião em solo, rotação ( $S_R$ ) distância com o avião subindo o nariz e ganhando altura e subida até livrar o obstáculo ( $S_A$ ) subida da aeronave até uma altura mínima especificada. Assim, a distância de decolagem ( $S_{TO}$ ) total é dada pela soma das partes:

$$S_{TO} = S_G + S_R + S_A \quad (30)$$

A Figura 19 ilustra essas distâncias percorrida na pista de decolagem.

Figura 18 – As três principais etapas da operação de decolagem

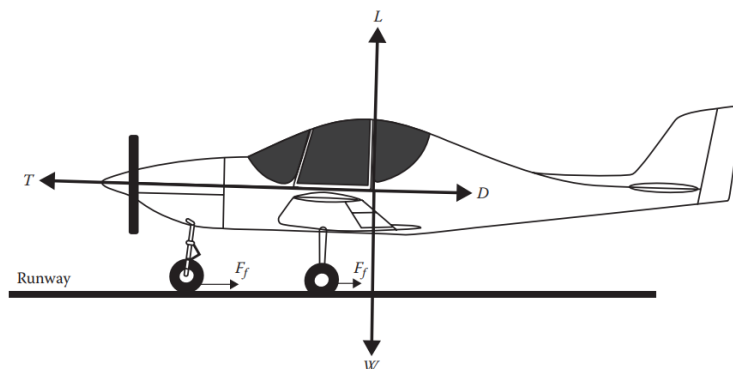


Fonte: (SADRAEY, 2016)

### 2.7.1 Rolagem

O rolamento no solo é medido ao longo da pista ou na direção horizontal é uma operação de voo acelerada. Lembrando que mesmo a aceleração não é constante, por causa da variação forças aerodinâmicas durante uma decolagem.

Figura 19 – Forças atuantes na decolagem



Fonte: (SADRAEY, 2016)

Aplicando segundo lei de Newton no eixo horizontal temos:

$$\sum F_x = T - D - F_f = m \frac{dV}{dt} \quad (31)$$

Sendo,  $D$  arrasto total da aeronave,  $F_f$  força de atrito e  $T$  a tração disponível, respectivamente:

$$D(V, \alpha) = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left[ C_{D0} + \varphi \frac{C_L^2(R_e(V), \alpha)}{\pi e_0 AR} \right] \quad (32)$$

$$F_f(V, \alpha) = \mu \left[ W - \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{C_L^2(R_e(V), \alpha)}{\pi e_0 AR} \right] \quad (33)$$

$$T = f(V) \quad (34)$$

No qual,  $\varphi$  é o efeito solo dado por:

$$\varphi = \frac{(16y/b)^2}{1 + (16y/b)^2} \quad (35)$$

Sendo  $y$  a altura da asa até o solo. Substituindo as forças tem-se a EDO de decolagem, Equação 36. É necessário se atentar que  $T(V)$  é a tração disponível e diminui com a velocidade devido a perda de eficiência da hélice e o coeficiente de sustentação  $C_L(R_e(V), \alpha)$  é uma função do número de Reynolds  $R_e$  e do ângulo de ataque ( $\alpha$ ).

$$T(V) - \frac{1}{2} \rho V^2 S \left[ C_{D0} + \varphi \frac{C_L^2(R_e(V), \alpha)}{\pi e_0 AR} \right] - \mu \left[ W - \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{C_L^2(R_e(V), \alpha)}{\pi e_0 AR} \right] = m \frac{dV}{dt} \quad (36)$$

Assim, é necessário recalcular um novo valor de  $T$  e  $C_L$  para cada instante durante a decolagem.  $C_L$  é obtido interpolando a curva  $C_L$  e  $C_D$  x *Alpha* para cada número de  $R_e(V)$ . Portanto se caracteriza por ser uma EDO não linear. Todavia, pode ser resolvida numericamente com Runge–Kutta de 4 ordem para se obter  $V(t)$  ou outro método iterativo equivalente. Integrando a Equação 36 tem-se a aceleração  $A(t)$  e derivando tem-se a espaço percorrido  $S(t)$ .

### 2.7.2 Rotação

A seção de rotação não é fácil de analisar, uma vez que a aeronave sofre transformação da fase terrestre para a fase aérea durante a aceleração. Para realizar uma análise precisa, precisamos saber mais sobre o centro de gravidade da aeronave, potência de controle do elevador e geometria do trem de pouso. Como esta seção é curta (em comparação com a corrida total de decolagem), e sua velocidade é quase constante, a maneira mais simples de abordar esta seção é assumir uma relação linear entre velocidade da aeronave e distância coberta nesta seção. Em outras palavras, assumimos que a aeronave experimenta uma constante velocidade, portanto a rotação é dado pela Equação 37 (SADRAEY, 2016).

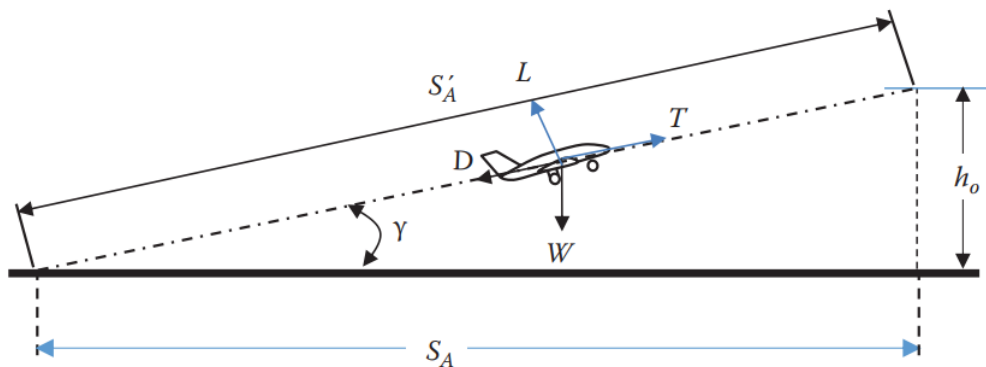
$$S_R = T_R V_R \quad (37)$$

No qual,  $T_R$  é a duração da rotação e  $V_R$  é velocidade de rotação.

### 2.7.3 Subida até livrar o obstáculo

Figura 20 ilustra o terceiro segmento da corrida de decolagem: a subida inicial. A velocidade de decolagem no início do trecho é representado pelo  $V_{LO}$  e no final dele por  $V_2$ . Esta seção é na verdade um processo acelerado subida e dura de alguns segundos até menos de um minuto. Durante esta fase, a aeronave libera a altura do obstáculo ( $h_0$ ) durante a aceleração, e a velocidade é aumentada de  $V_{LO}$  para  $V_2$ . A distância horizontal percorrida durante o segmento aerotransportado ( $S_A$ ) (SADRAEY, 2016).

Figura 20 – Relação entre  $S_A$  e  $S'_A$



Fonte: (SADRAEY, 2016)

Pode-se encontrar a distância  $S'_A$  resolvendo numericamente a Equação 38.

$$S'_A = \frac{W}{T(V) - D(V, \alpha)} \left[ \frac{V_2^2 - V_{LO}^2}{2g} + h_0 \right] \quad (38)$$

Assim, conhecendo a altura do obstáculo pode-se descobrir  $S_A$  aplicando teorema de Pitágoras Equação 39.

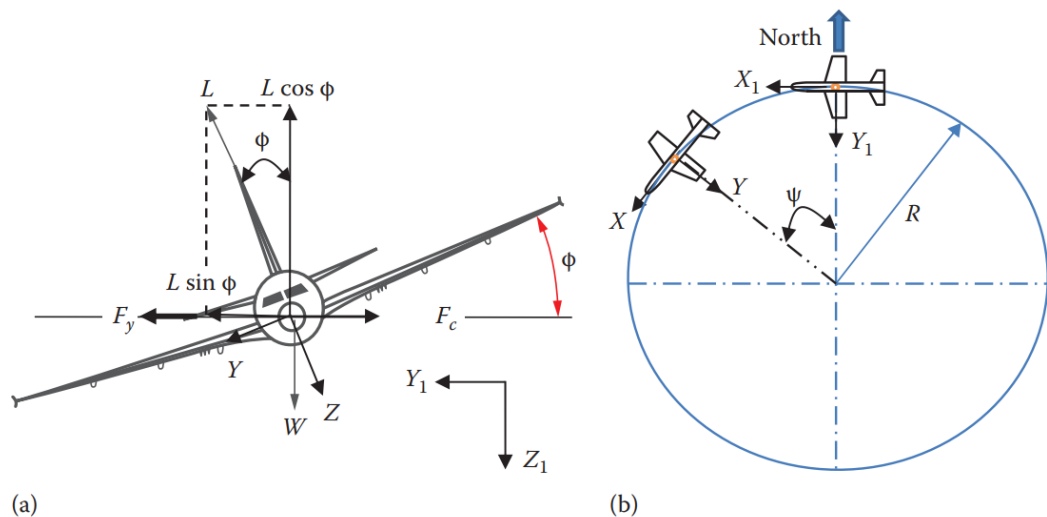
$$S_A = \sqrt{[S'_A]^2 - h_0^2} \quad (39)$$

## 2.8 Curva e manobra

Para que uma aeronave tenha giro coordenado ilustrado pela Figura 21, ou seja, manter um raio constante, é necessário ter as duas rotações a seguir: (1) rotação em torno o eixo  $X$  e (2) rotação em torno do eixo  $Z$ . Nesta situação, metade da asa (digamos, lado direito) se move para baixo e a outra metade da asa (digamos, lado esquerdo) sobe e, assim, a aeronave começa a girar em torno de um centro imaginário. Sobre por outro lado, para que a aeronave mantenha a altitude, também é necessária a terceira rotação, ou seja, rotação em torno o eixo  $Y$ . Isto compensará a perda de sustentação através de um aumento no ângulo de ataque da aeronave ( $\alpha$ ) (SADRAEY, 2016).

Assim, a aeronave está viajando em um caminho circular com raio constante ( $R$ ) e velocidade constante ( $V$ ). Para que uma curva a ser coordenada, a aeronave deve girar em torno do eixo  $x$  (roll) para produzir um ângulo de inclinação  $\phi$  para a componente horizontal  $L \sin(\phi)$  equilibrar a força centrípeta Equação 40.

Figura 21 – Uma aeronave em voo de curva nivelada: (a) vista frontal e (b) vista superior



Fonte: (SADRAEY, 2016)

A Equação 40 demonstra que, numa curva, a força de sustentação total ( $L$ ) deve ser sempre maior que o peso da aeronave.

$$L \sin(\phi) = m \frac{V^2}{R} \quad (40)$$

A relação entre a sustentação e o peso da aeronave ( $W$ ) é chamado de fator de carga dado pela Equação 41.

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos(\phi)} \quad (41)$$

O fator de carga, em uma curva nivelada, é apenas uma função do ângulo de inclinação ( $\phi$ ). Esse significa que à medida que o ângulo de inclinação da aeronave ( $\phi$ ) aumenta, o fator de carga ( $n$ ) aumentará em conjunto até atingir um valor máximo. Se o fator de carga for maior que o valor de projeto permitido, a estrutura perderá sua integridade e pode desintegrar-se durante o voo devido aos esforços aerodinâmicos.

Equação 41, implica que à medida que o ângulo de inclinação ( $\phi$ ) aumenta, a sustentação deve ser aumentada. Isto é feito aumentando o ângulo de ataque para aumentar o coeficiente de sustentação. Todavia, o coeficiente só poderá ser aumentado até a  $C_{Lmax}$ , ou seja, pode-se derivar uma relação entre velocidade de estol ( $V_s$ ) e velocidade de curva  $V_{St}$  Equação 42.

$$V_{St} = \sqrt{\frac{2nW}{\rho S C_{Lmax}}} = V_s \sqrt{n} \quad (42)$$

Resolvendo para  $n$ , tem-se a Equação 43.

$$n_{C_{Lmax}} = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{C_{Lmax}}{W/S} \quad (43)$$

Além da restrição aerodinâmica estol do avião dado pelo  $C_{Lmax}$  existem a limitação propulsiva relacionado a máxima potência que o motor consegue disponibilizar a aeronave que para aeronaves com propulsão a hélice é dado pela Equação 44 (ANDERSON, 1999).

$$n_{prop} = \left\{ \frac{\frac{1}{2} \rho V^2}{K(W/S)} \left[ \left( \frac{T(V, \rho)}{W} \right) - \left( \frac{1}{2} V^2 \frac{C_{D0}}{W/S} \right) \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (44)$$

Temos, 3 limitações para fazer curvas com altos fatores de carga. O primeira é o limite estrutural de projeto da aeronave. O segundo é aerodinâmica e depende do estol da aeronave, ou seja, do perfil aerodinâmico e o terceiro é a capacidade do motor

em entregar potência para aeronave.

Para calcular o raio de curva  $R$ , Figura 21, para um dada velocidade e fator de carga tem-se a equação 45.

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (45)$$

Assim, Para obter o menor raio de curva possível deve-se diminuir a velocidade da aeronave velocidade para a mais baixa possível ou seja, a velocidade de estol da aeronave na curva ( $V_{St}$ ) e a aumentar o fator de carga possível ( $n_{max}$ ). Um fator de carga mais alto requer uma aeronave mais forte estrutura e também um corpo humano mais forte a bordo.

Outro parâmetro de curva interessante é o tempo decorrido para completar uma curva. Conhecido como velocidade angular ( $\omega$  ou  $\dot{\Psi}$ ) descrito pela equação 46.

$$\dot{\Psi} = \frac{d\Psi}{dt} = \frac{\tan(\phi)g}{V} \quad (46)$$

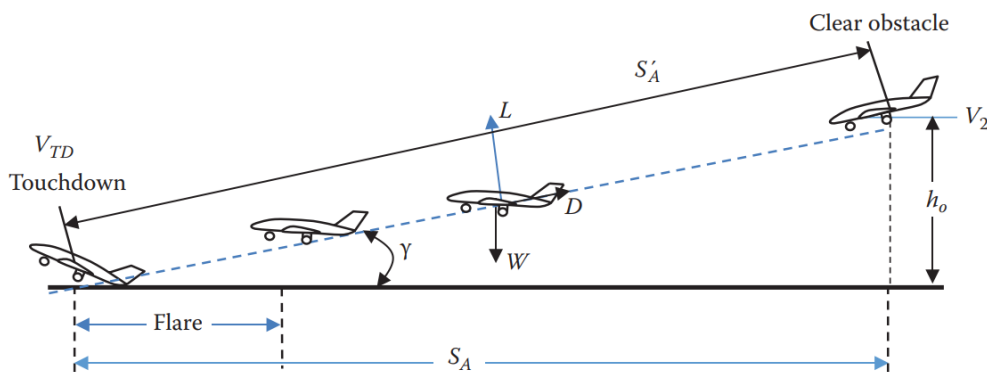
Assim, velocidade angular depende apenas da velocidade no ar e do ângulo de inclinação (ou seja, fator de carga). logo, para aumentar a taxa de rotação, é necessário aumentar o ângulo de inclinação e diminuir a velocidade no ar.

## 2.9 Aterrízagem

### 2.9.1 Descida até o toque com o solo

Essa operação é dividida em 3 etapas aproximação, toque no solo até o fim da rotação e rolagem até parada total, Figura 22.

Figura 22 – Fases da aterrízagem



Fonte: (SADRAEY, 2016)

De modo análogo a decolagem para  $S'_A$  na aterrízagem tem-se a Equação 47.

$$S'_A = \frac{W}{-D(V, \alpha)} \left[ \frac{V_{TD}^2 - V_2^2}{2g} + h_0 \right] \quad (47)$$

E por fim calcula-se  $S_A$  pela Equação 48.

$$S_A = \sqrt{[S'_A]^2 - h_0^2} \quad (48)$$

Para calcular a altura  $h_f$  e distância de flare em relação ao que com o solo  $S_f$  sendo  $\gamma$  o ângulo de aproximação (RAYMER, 1992) propõe as Equações 49 e 50.

$$h_f = \frac{(1.23V_s)^2}{0.2g} [1 - \cos\gamma] \quad (49)$$

$$S_f = \frac{(1.23V_s)^2}{0.2g} \text{sen}\gamma \quad (50)$$

### 2.9.2 Rotação

Semelhante à decolagem, o pouso também é uma operação acelerada, mas sua aceleração, diferentemente da decolagem, é negativa (na verdade, desaceleração). Para obter a distância na fase de rotação,  $S_R$ , análogo a decolagem Equação 51.

$$S_R = T_R V_R \quad (51)$$

### 2.9.3 Rolagem

Para VANTs de pequeno porte não há a frenagem ou aplicação de reversores. Logo, a rolagem em solo,  $S_G$ , é dado pela Equação 52 similarmente a decolagem, mas sem a tração disponibilizada pelo motor que pode resolvida numericamente utilizando Runge-Kutta de 4 ordem para se obter as funções  $V(t)$ ,  $A(t)$  e  $S(t)$  de modo análogo a decolagem.

$$\sum F_x = -\frac{1}{2}\rho V^2 S \left[ C_{D0} + \varphi \frac{C_L^2(R_e(V), \alpha)}{\pi e_0 AR} \right] - \mu \left[ W - \frac{1}{2}\rho V^2 S \frac{C_L^2(R_e(V), \alpha)}{\pi e_0 AR} \right] = m \frac{dV}{dt} \quad (52)$$

A velocidade da aeronave durante o pouso diminui gradualmente; enquanto o ângulo de ataque aumenta primeiro, e então diminui. Essa variação torna o movimento não linear, o que dificulta a análise do pouso. A velocidade no ar durante a aproximação diminui aumentando o ângulo de ataque.

## **2.10 Métodos de otimização de aeronaves**

### **2.10.1 Revisão histórica da otimização na engenharia**

A otimização por análise matemática tornou-se possível em 1600, quando Isaac Newton e Gottfried Leibniz desenvolveram o cálculo de forma independente. o mesmo periodo Pierre de Fermat definiu uma abordagem geral para calcular mínimos e máximos locais de funções resolvendo a derivada e definindo-a como zero – a base da maioria otimização analítica hoje. Fermat, juntamente com Blaise Pascal, fundou a teoria da probabilidade que é crítica para as técnicas de Monte Carlo e o recentemente desenvolvido algoritmos de otimização evolutiva/genética discutida em mais profundidade mais adiante neste trabalho.

Na década de 1700, Leonhard Euler desenvolveu métodos para encontrar os valores extremos das funções, juntamente com muitas outras contribuições para a matemática e a física, incluindo a definição de um equação básica da hidrodinâmica ainda usada na aerodinâmica computacional. No início de 1800, Adrien-Marie Legendre e Carl Friedrich Gauss desenvolveram o método de ajuste de curva de mínimos quadrados que é frequentemente usado em otimização, especialmente o moderno Método de superfície de resposta. Andrei Markov, no início de 1900, desenvolveu a teoria dos processos estocásticos e foi pioneiro no estudo do que ficou conhecido como Cadeias de Markov.

Vilfredo Pareto, economista do início dos anos 1900, desenvolveu o princípio da otimização multiobjetivo para utilização na alocação de recursos econômicos. Seus conceitos ficou conhecida como "otimização de Pareto", definida como uma situação em que não se pode fazer alguém está em melhor situação sem piorar a situação de outro. Uma representação gráfica de A otimalidade de Pareto é amplamente usada para representar a otimalidade de dois objetivos. Um projeto de aeronave. Um exemplo pode ser um estudo de comércio de requisitos no qual você tenta maximizar ambos alcance e peso da carga útil.

O Teorema de Kuhn-Tucker (Albert Tucker e Harold Kuhn) de 1950 é considerado lançaram o campo moderno da programação não linear (embora aparentemente fosse definido duas vezes anteriormente, por William Karush em 1939 e por Fritz John em 1948). Kuhn Tucker fornece condições necessárias e suficientes para a existência de uma solução ótima para um objetivo não linear em face de restrições. Fundamentalmente diz que no ideal, a única direção que você pode seguir para melhorar a função objetivo é aquela que violará uma ou mais restrições.

### **2.10.2 Otimização do projeto preliminar de um VANT**

À medida que um projeto aeronáutico evolui, aumenta o nível de complexidade e detalhamento dos sistemas envolvidos, tornando mais difícil realizar alterações. Portanto, é extremamente vantajoso obter um ponto de partida o mais razoável possível para mi-

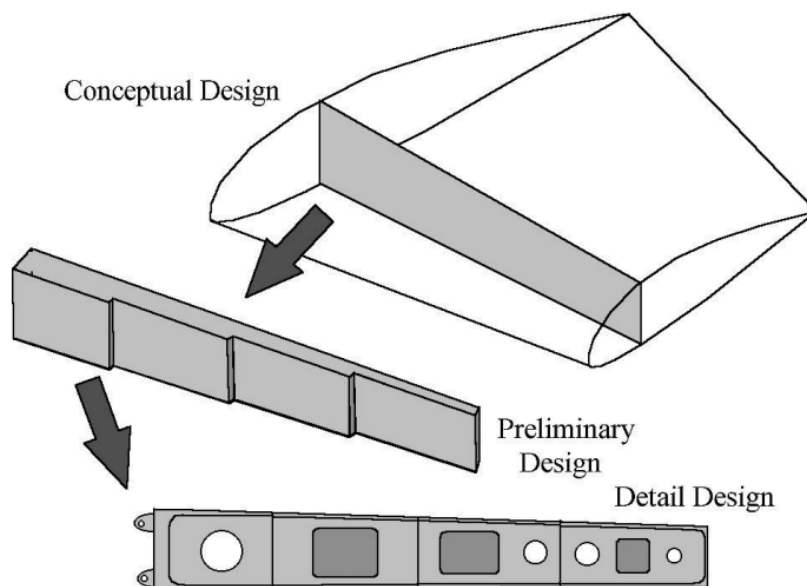
nimizar os recursos envolvidos durante o projeto. Ser capaz de prever possíveis designs inviáveis e encontrar regiões onde existam bons designs é de grande importância para o sucesso do projeto. Em um projeto clássico de engenharia existem três etapas principais projeto preliminar, conceitual e detalhamento.

O projeto preliminar é a etapa inicial do desenvolvimento de uma aeronave. Fase na qual se definem os princípios básicos de funcionamento, uma arquitetura geral e os principais componentes do projeto de modo simplificado. Nessa fase ocorre exploração de uma vasta gama de possibilidades e se tem melhor compreensão dos trade-offs entre as variáveis envolvidas.

O projeto conceitual visa refinar a configuração da aeronave e desenvolver um conceito de design um pouco mais detalhado com foco nas funcionalidades e na arquitetura geral da aeronave.

O detalhamento transforma o conceito de design em um projeto completo e pronto para produção. O nível de detalhamento é alto, com foco em desenhos técnicos, especificações e documentação. A Figura 23 evidencia a evolução da estrutura interna de uma asa conforme as fases de projeto.

Figura 23 – Etapas preliminares, conceitual e detalhamento



Fonte: (RAYMER, 2002)

Assim, técnicas de MDO's adotadas na fase preliminar surgiram para explorar de maneira ostensiva as possibilidades de modo a identificar os trade-off entre as variáveis envolvidas e descobrir melhoras significativas no desempenho com "poucos ajustes" no arranjo das variáveis do modelo adotado.

Existem 6 variáveis independentes durante o projeto preliminar, Tabela 1, que afetam significativamente o desempenho de uma aeronave, além dos parâmetros que definem

a geometria básica da asa. Estes têm pelo menos 50 anos de história por trás deles como variáveis-chave de otimização e segundo (RAYMER, 2002) deveriam ser os base de qualquer método de otimização destinado ao projeto conceitual de aeronaves.

Tabela 1 – Variáveis críticas para otimização

$T/W$	$W/S$	$AR$	$A_f$	$C_r$	$b$
-------	-------	------	-------	-------	-----

Os parâmetros de desempenho segundo (RAYMER, 2002) que possuem maior relevância para o projeto de um VANT dado a missão requisitada são mostradas na Tabela 2.

Tabela 2 – Parâmetros críticos para otimização

1. Velocidade de estol
2. Carga paga desejada
3. Distância de decolagem
4. Razão de subida
5. Raio mínimo de curva

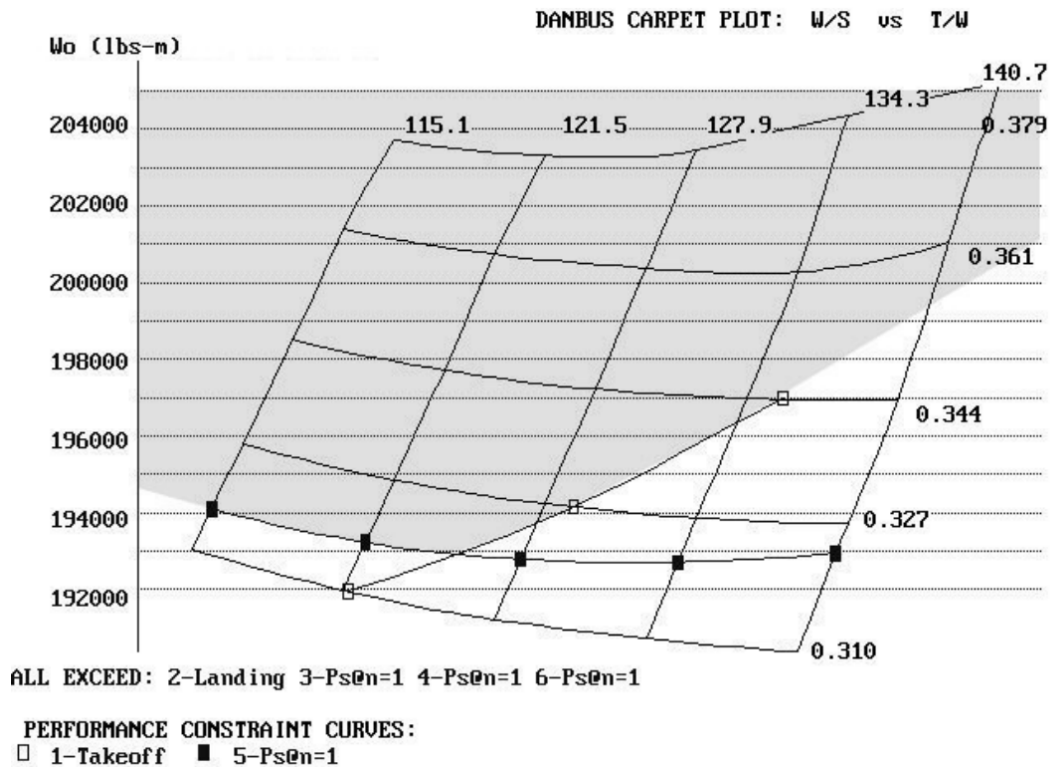
No quais 1 e 2 são funções objetivos e 3, 4 e 5 são restrições do problema e devem ser ajustado de modo a satisfazer os requisitos para atender a missão da aeronave.

### 2.10.3 Métodos de otimização clássicos

Uma revisão informal de livros didáticos de projeto de aeronaves e relatórios da NACA da década de 1920 até a década de 1940 não encontrou qualquer menção a um método de otimização do projeto de aeronaves além de conselhos gerais que podem ser parafraseados como "diminua o peso, atenua o arrasto, e aumente a potência."(RAYMER, 2002). Como citado, dado as dificuldades de se trabalhar com sistemas de equações altamente não lineares e limitações de recursos computacionais antes da metade do século XX não existia uma abordagem sistemática para avaliação preliminar das configurações de uma aeronave. Baseava-se em experiência da equipes de desenvolvimento e o bom senso adotado na indústria na época.

Durante a metade do século XX evidenciou-se duas metodologias equacional e paramétrica ainda presentes até hoje. Na otimização paramétrica, os parâmetros de projeto selecionados por exemplo relação empuxo-peso ( $T/W$ ) e asa carregamento ( $W/S$ ) e são variadas arbitrariamente dos valores de linha de base desenhados em alguns percentuais. Cada combinação de  $T/W$  e  $W/S$  produz um avião diferente, com diferentes aerodinâmica, propulsão e pesos. Esses diferentes aviões são separadamente dimensionado para determinar o peso de decolagem de cada um para realizar a missão de projeto. A otimização clássica de aeronaves geralmente emprega a técnica de "carpet plot" para exibir o resultados dos cálculos paramétricos e para resolver a aeronave ideal que atenda a todos restrições de desempenho, conforme mostrado na figura 24.

Figura 24 – Otimização Clássica via Carpet Plot



As abordagens equacionais envolvem esforços para escrever equações governantes significativas e resolvê-las matematicamente ou processualmente. Em (PRANDTL, 1933) incluiu efeitos de peso da asa em uma otimização da distribuição de sustentação em toda a envergadura, produzindo uma carga maior em direção à raiz do que em sua própria aerodinâmica elíptica clássica otimização. (GöTHERT, 1939) desenvolveu métodos analíticos para otimizar uma asa, utilizando envergadura e área como variáveis. Otimizações analíticas modernas típicas baseadas em derivadas de equações governantes podem ser encontradas em (TORENBEEK, 2013), entre outros.

## 2.11 Visão geral da otimização de Design Multidisciplinar (MDO)

Na engenharia, é comum que o projetista enfrente desafios que transcendem a busca por um único objetivo, envolvendo, em vez disso, uma miríade de objetivos e fenômenos físicos complexos. Para abordar essa complexidade, adota-se uma metodologia sistemática que leva em consideração a inter-relação entre diversas disciplinas e variáveis, conhecida como Análise de Design Multidisciplinar (MDA) e, quando combinada com técnicas de otimização, assume a forma de Otimização de Design Multidisciplinar (MDO). Essas abordagens frequentemente se valem de métodos baseados em gradiente ou algoritmos evolutivos. No contexto do design de aeronaves, por exemplo, a análise multidisciplinar engloba considerações aerodinâmicas, estruturais, de propulsão, controle, entre outras disciplinas.

Essas inter-relações entre as multifísicas demandam que as restrições interdisciplinares sejam satisfeitas para resolver o problema de otimização. A disciplina do Otimização de Design Multidisciplinar (MDO) amadureceu consideravelmente. As necessidades e benefícios do MDO são evidentes, uma vez que mesmo uma pequena melhoria no desempenho de uma aeronave pode ter impactos significativos. Um procedimento MDO abrange a avaliação de restrições em diversas disciplinas desde os estágios iniciais do projeto, resultando na redução dos custos associados ao redesenho de um sistema de aeronave (PERIAUX FELIPE GONZALEZ, 2015).

Uma aplicação comum do Otimização de Design Multidisciplinar (MDO) no campo do design de aeronaves é a otimização aerodinâmica e estrutural de uma asa. Nesse contexto, a asa é descrita em termos de variáveis geométricas específicas, e os efeitos sobre a aerodinâmica e a resistência estrutural são analisados à medida que a geometria é variada. Os resultados obtidos são então avaliados em relação a uma métrica predefinida, levando em consideração restrições associadas ao desempenho, segurança, operabilidade ou praticidade. Além disso, o MDO encontra aplicação em diversas outras áreas na indústria aeroespacial, como o projeto geométrico de veículos lançadores, o design de materiais compósitos, a análise integrada de corpo de asa acoplada, a estimativa avançada de pesos estruturais e sistemas aerotérmicos, bem como otimizações de dimensionamento em geral (RAYMER, 2002).

Problemas de design muitas vezes exigem uma otimização simultânea de objetivos inseparáveis e de um número associado de restrições. Uma otimização com multicritérios problema pode ser formulado como:

$$\text{Minimizar: } f_i(x) \quad i = 1 \dots N \quad (53)$$

Tendo como restrições as funções:

$$g_j(x) = 0 \quad j = 1 \dots M \quad h_k(x) \leq 0 \quad k = 1 \dots K \quad (54)$$

No qual,  $f_i(x)$  são as funções objetivos,  $N$  são o número de objetivos e  $x$  é um vetor  $N$  dimensional sendo os argumentos as variáveis de decisão e  $g$  e  $h$  são igualdades ou desigualdades, respectivamente que restringem a solução do modelo.

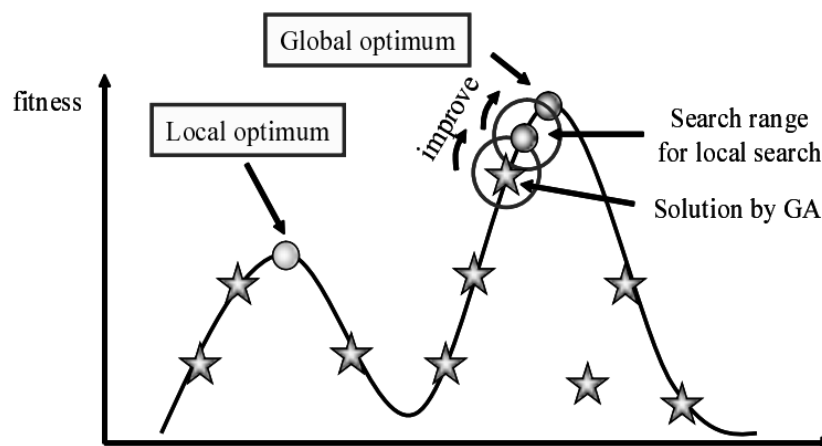
Existem diversas técnicas para abordagem para problemas de otimização métodos baseados em cálculo, enumerativos e aleatórios.

- Com base em cálculos: os otimizadores buscam por extremos locais resolvendo equações não lineares, o que requer o cálculo do gradiente da função objetivo. No entanto, essa abordagem é limitada, já que a função deve ser contínua e seu gradiente deve ser

calculável, além de ter a tendência de ficar presa a algum extremo local, Figura 25. Assim, são insuficientes robustos para domínios grandes e com inúmeros mínimos locais.

- Enumerativos: Em um espaço de busca finito, o otimizador avalia a função objetivo para vários pontos um de cada vez, buscando por força bruta encontrar a melhor solução. No entanto, é pouco eficiente e requer longos tempos de processamento ao lidar com um amplo espaço de busca ou muitas variáveis de decisão.
- Aleatórios: Os algoritmos de otimização aleatória são técnicas computacionais que exploram soluções de forma estocástica, ou seja, de maneira aleatória, em vez de seguir uma abordagem determinística. Esses algoritmos são frequentemente utilizados para encontrar soluções aproximadas para problemas de otimização, especialmente quando a busca exaustiva se torna impraticável devido à complexidade do espaço de busca.

Figura 25 – Extremo local e global de um domínio



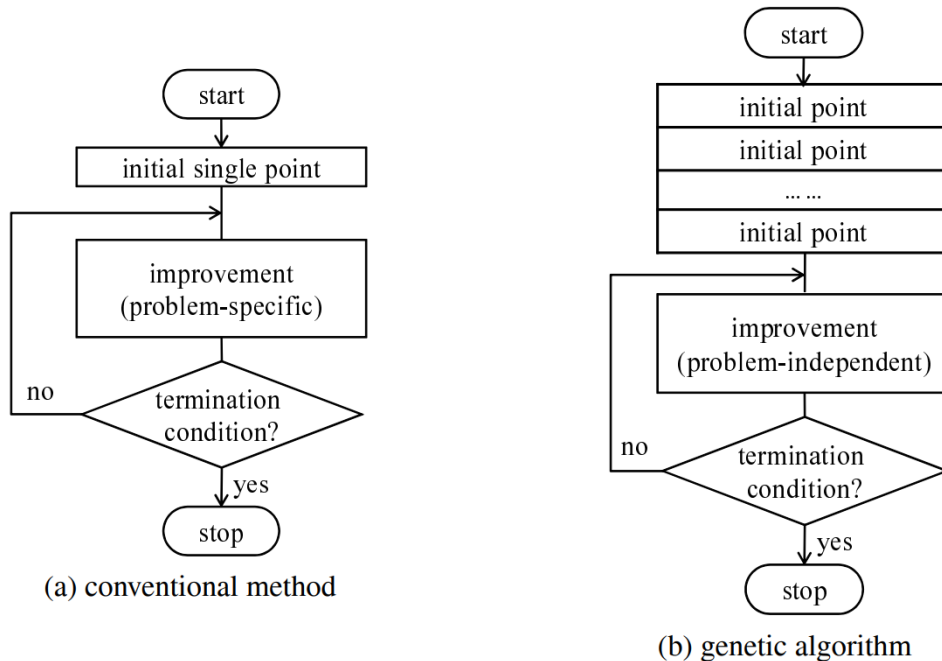
Fonte: (GEN RUNWEI CHENG, 2008)

### 2.11.1 Algoritmos genéticos evolutivos

Os algoritmos de otimização clássicos geralmente se baseiam em métodos determinísticos que utilizam gradientes ou derivadas de ordem superior da função objetivo para melhorar iterativamente um único ponto no espaço de busca. No entanto, esses métodos estão sujeitos ao problema de ficarem presos em ótimos locais. Em contraste, os Algoritmos Genéticos (GA) adotam uma abordagem de busca multidirecional, mantendo uma população de soluções em potencial. A evolução da população ocorre por meio de seleção de soluções relativamente boas para reprodução e eliminação de soluções relativamente ruins em cada geração. O GA utiliza regras de transição probabilísticas para guiar a busca em direção a regiões do espaço de busca com maior probabilidade de melhoria, buscando

escapar de ótimos locais. A Figura 26 compara a operação de um algoritmo de otimização clássico em relação a um algoritmo genético.

Figura 26 – Comparação de abordagens convencionais e genéticas



Fonte: (GEN RUNWEI CHENG, 2008)

Algoritmos genéticos (AG's) são um exemplo de busca que utiliza a aleatoriedade como ferramenta para guiar a exploração mais abrangente pelo espaço vetorial dos parâmetros analisados. São excelentes para encontrar extremos globais e não ficar preso a extremos locais dado a sua maior adaptabilidade para vasculhar todo o espaço vetorial. Assim, são uma escolha ideal para espaços de busca vastos, com diversos extremos locais e inúmeras variáveis de decisão. À primeira vista, pode parecer inapropriado utilizar escolha aleatória para procedimentos de busca, mas a natureza está repleta de mecanismos baseados em aleatoriedade que possuem excelentes resultados (GOLDBERG, 1989). Os AG's se diferenciam de outros procedimentos de otimização em 4 características:

1. Trabalham com encoding para o conjunto de parâmetros e não com os parâmetros em sí.
2. Buscam por uma população de pontos e não por pontos únicos.
3. Usam a função objetivo como informação de busca e não derivadas, gradientes ou outras informações auxiliares.
4. Usa probabilidade como lei de transição e não regras determinísticas.

Algoritmos genéticos têm vantagens claras em comparação aos métodos de otimização tradicionais. Eles exploram globalmente o espaço amostral, lidam bem com equações

não lineares, operam eficientemente em espaços de busca de alta dimensionalidade, encontram múltiplas soluções e possuem capacidade de paralelismo para reduzir o tempo de processamento. Devido a essas características, eles se tornam uma ferramenta ideal para problemas de otimização na área aeronáutica. Um simples algoritmo genético possui 3 operadores genéticos básicos: *Reprodução*, *crossover* e *mutação*.

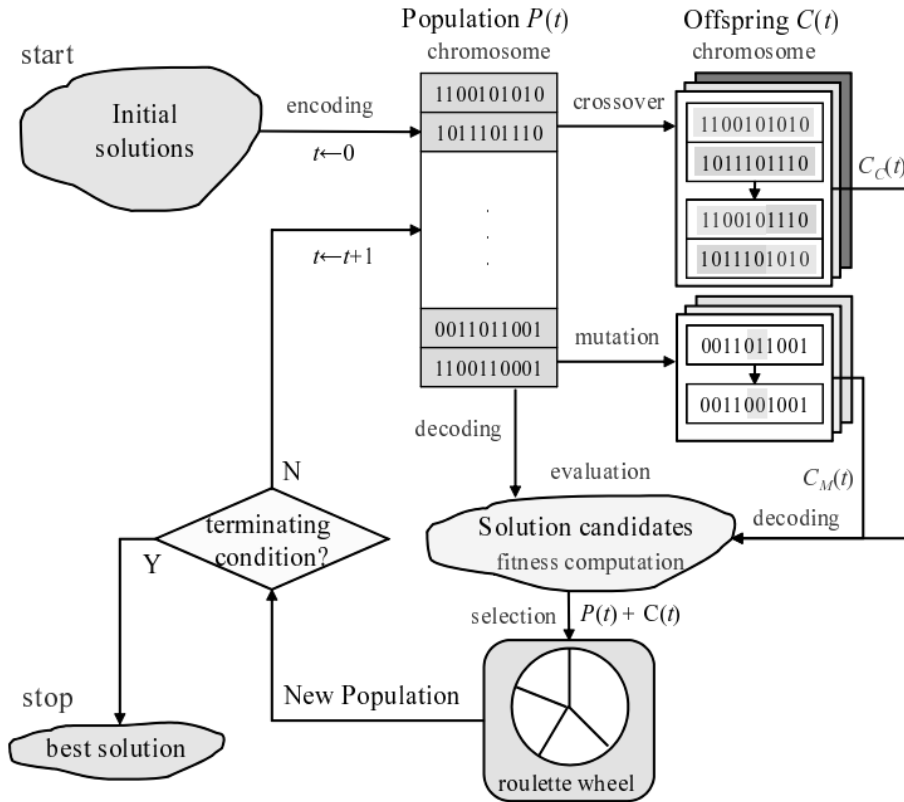
A *reprodução* simula o processo de reprodução biológica. Em termos simples, indivíduos bem adaptados (com um bom desempenho na função objetivo) têm uma maior probabilidade de serem selecionados para reprodução. A ideia é que as características desses indivíduos promissores sejam transmitidas para as próximas gerações. Crossover é uma operação que combina informações genéticas de dois pais para gerar descendentes. Essa operação é semelhante à recombinação genética que ocorre durante a meiose na reprodução biológica.

O *crossover* é realizado aplicando um ponto de corte nos cromossomos dos pais e trocando as partes além desse ponto para criar novos indivíduos. Isso introduz diversidade genética na população.

*Mutação* simula a ocorrência de mutações genéticas aleatórias. Em um AG, a mutação envolve a alteração aleatória de um ou mais genes em um cromossomo. Essa operação é crucial para evitar a estagnação da população em ótimos locais e para introduzir variação genética. A taxa de mutação controla a probabilidade de uma mudança genética ocorrer

A Figura 27 ilustra os principais componentes de um AG. Cada indivíduo da população é chamado de cromossomo (ou indivíduo), representando uma solução para o problema em questão. Cromossomo é uma sequência de símbolos geralmente, mas não necessariamente, uma sequência de bits binários. Os cromossomos evoluem através de iterações sucessivas chamadas gerações. Durante cada geração, os cromossomos são avaliados, utilizando algumas medidas de aptidão. Para criar a próxima geração, novos cromossomos, chamados descendentes, são formados pela fusão de dois cromossomos da geração atual usando um operador de cruzamento ou modificando um cromossomo usando um operador de mutação. Uma nova geração é formada selecionando, de acordo com os valores de aptidão, alguns dos pais e descendentes, e rejeitando outros, de modo a manter constante o tamanho da população. Cromossomos mais aptos têm maior probabilidade de ser selecionados. Depois de várias gerações, os algoritmos convergem para o melhor cromossomo, que esperançosamente representa o ótimo ou subótimo solução para o problema (GEN RUNWEI CHENG, 2008).

Figura 27 – Estrutura geral dos algoritmos genéticos

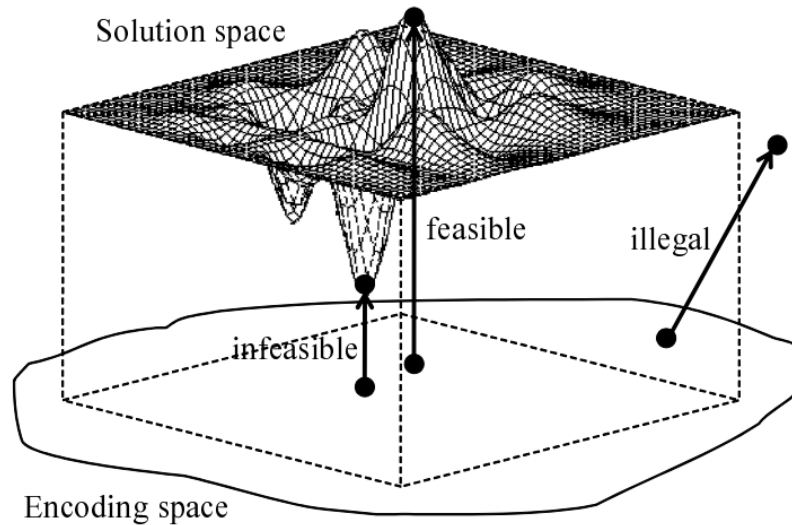


Fonte: (GEN RUNWEI CHENG, 2008)

O AG funciona alternativamente em dois tipos de espaços: o espaço de codificação e o espaço de solução, ou em outras palavras, o espaço genotípico e o espaço fenótipo. Os operadores genéticos trabalham no espaço genotípico enquanto avaliação e seleção trabalham no espaço fenótipo. A seleção natural é o elo entre os cromossomos e o desempenho das soluções decodificadas. O mapeamento do espaço genotípico para o espaço fenotípico tem uma influência considerável no desempenho do AG. O problema mais proeminente associado ao mapeamento é que alguns indivíduos correspondem a soluções inviáveis para um determinado problema. Este problema pode tornar-se muito grave para problemas de otimização restrita e problemas de otimização combinatória.

Precisamos distinguir entre dois conceitos básicos: inviabilidade e ilegalidade, como mostrado na Figura 28. Eles são frequentemente mal utilizados na literatura. Inviabilidade refere-se ao fenômeno de que uma solução decodificada de um cromossomo está fora do região viável de um determinado problema, enquanto a ilegalidade se refere ao fenômeno que um cromossomo não representa uma solução para um determinado problema.

Figura 28 – Inviabilidade e ilegalidade em algoritmos genéticos



Fonte: (GEN RUNWEI CHENG, 2008)

A inviabilidade dos cromossomos decorre da natureza do problema de otimização ter restrições ao espaço de soluções possíveis. Seja qual for o método utilizado, convencional ou algoritmos genéticos, é necessário lidar com as restrições. Em muitos problemas de otimização, a região viável pode ser representada por um sistema de igualdades ou desigualdades.

A ilegalidade dos cromossomos surge da natureza das técnicas de codificação. Para muitos problemas de otimização combinatória, são utilizadas codificações específicas do problema, as quais frequentemente geram descendentes ilegais através de uma simples operação de cruzamento por ponto de corte. Como um cromossomo ilegal não pode ser decodificado em uma solução, as técnicas de penalização não são aplicáveis nessa situação. Geralmente, técnicas de reparo são adotadas para transformar um cromossomo ilegal em um legal.

Existem duas maneiras de gerar a população inicial, ou seja, a heurística inicialização e inicialização aleatória enquanto satisfaz o limite e/ou sistema restrições ao problema. Embora a aptidão média da inicialização heurística seja relativamente alto para que possa ajudar o AG a encontrar soluções mais rapidamente, na maioria dos casos de grande escala. problemas, por exemplo, problemas de projeto de rede, a abordagem heurística pode apenas explorar uma pequena parte do espaço de soluções e é difícil encontrar o ótimo global soluções devido à falta de diversidade na população.

A Fitness evaluation determina o valor da solução apresentada em relação às restrições específicas do problema em questão. Geralmente, a função objetivo é o principal critério para avaliar cada indivíduo. Para garantir consistência em diversos domínios de problemas, é comum empregar uma função de aptidão para normalizar a função objetivo dentro de uma escala de 0 a 1. A pontuação normalizada resultante da função objetivo

é então considerada a aptidão do indivíduo, sendo utilizada nos processos de seleção que guiam a evolução da população em um Algoritmo Genético (AG). À medida que a busca do AG prossegue, a população sofre evolução com aptidão, formando assim uma nova população. Naquela época, em cada geração, relativamente boas soluções são reproduzidas e soluções relativamente ruins morrem para que a prole composta pelas boas soluções seja reproduzida.

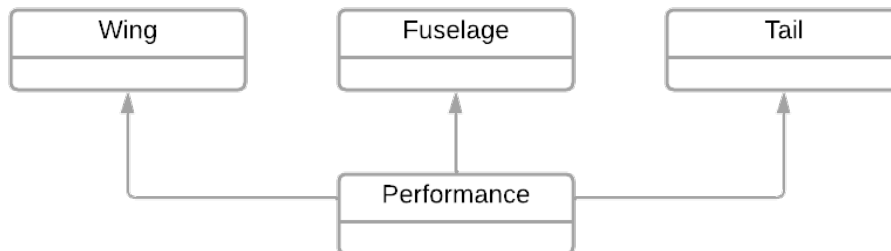
## 3 Metodologia e Desenvolvimento

### 3.1 Proposta geral do trabalho

O trabalho foi dividido em duas partes. A primeira, é o desenvolvimento de uma biblioteca em *Python* para predição de desempenho de VANTs. Já a segunda parte é o acoplamento entre a biblioteca com o software *Dakota* para otimização da geometria da asa levando em consideração parâmetros de desempenho.

A primeira parte do trabalho foi desenvolvido na linguagem *Python* utilizando as bibliotecas *Numpy*, *scipy*, *pandas* para desenvolver uma biblioteca orientada a objeto, utilizando boas práticas de (GUPTA, 2022) e (GIORDANI, 2022), capaz de calcular o desempenho de um VANT com propulsão a hélice, *ZebraLib*. Para promover melhor integração, facilidade de desenvolvimento e manutenibilidade entre as áreas de projeto como: estruturas, aerodinâmica, estabilidade e controle, aeroelasticidade e desempenho foi decidido uma estrutura de três super classes e uma classe herdeira, Figura 29. No qual, *Wing* é a classe que recebe os parâmetros da asa e seus métodos, *Fuselage* é classe que contém as características da fuselagem, *Tail* armazena recebe os parâmetros e métodos da cauda e a classe *Performance* herda as três outras superclasses gerando responsável por integrar os três componentes e obter predições sobre o desempenho da aeronave.

Figura 29 – Diagrama de classe simplificado da ZebraLib



Fonte: próprio autor

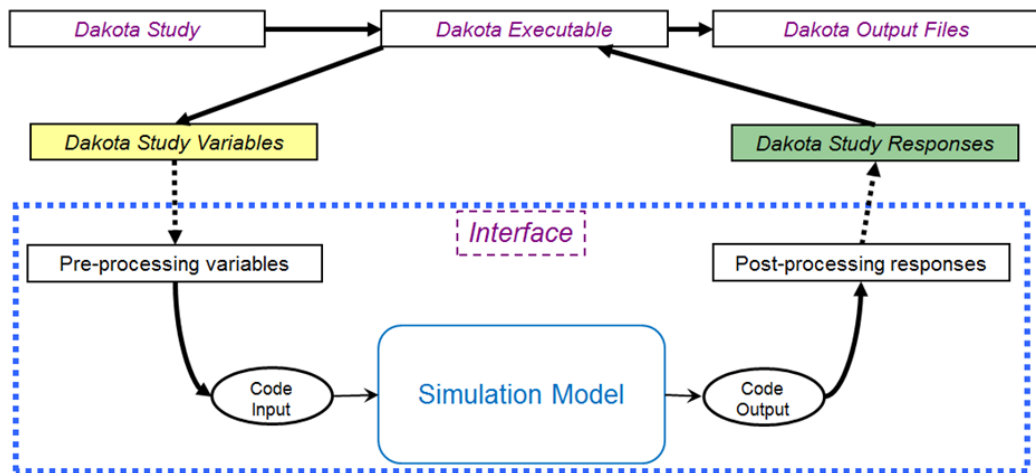
Assim, foi possível obter encapsulamentos eficientes permitindo as áreas de projeto desenvolver somente a ferramenta pertinente a sua função no projeto. Seguindo procedimento inspirados em metodologias ágeis para garantir que o projeto seja facilmente expansível a longo prazo, tenha fácil manutenibilidade e rápida identificação e isolamento de possíveis bugs. Todos os algoritmos utilizados bem como o código fonte da ZebraLib estão no repositório e podem ser acessados pela referência (CHABOLE., ).

Na segunda parte a biblioteca desenvolvida foi acoplada ao framework *Dakota*, (ADAMS B.M.; WINOKUR, 2021), para executar simulações com propósito de obter um projeto otimizado para determinadas condições objetivos e restrições utilizando algoritmos genéticos multiobjetivo. O projeto *Dakota* oferece o estado da arte da pesquisa de ponta

em software robusto para otimização e UQ. Em linhas gerais, as análises paramétricas avançadas do software *Dakota* permitem a exploração de projetos, calibração de modelos, análise de risco e quantificação de margens e incertezas com modelos computacionais. O esquema de acoplamento entre a *ZebraLib* e o *Dakota* é apresentado na Figura 30.

O objetivo da análise dos dados não é somente encontrar soluções de ponto único, mas também obter uma visão mais ampla das possíveis áreas de um projeto ótimo. A Figura 30 mostra a interface entre o Framework *Dakota* e a simulação do usuário.

Figura 30 – Interface entre o Dakota e os modelos de simulação do usuário



Fonte: (ADAMS B.M.; WINOKUR, 2021)

Por fim, para análise exploratória e visualização dos dados de otimização obtidos pelo *Dakota* foram utilizadas as bibliotecas *seaborn*, *plotly*, *matplotlib*.

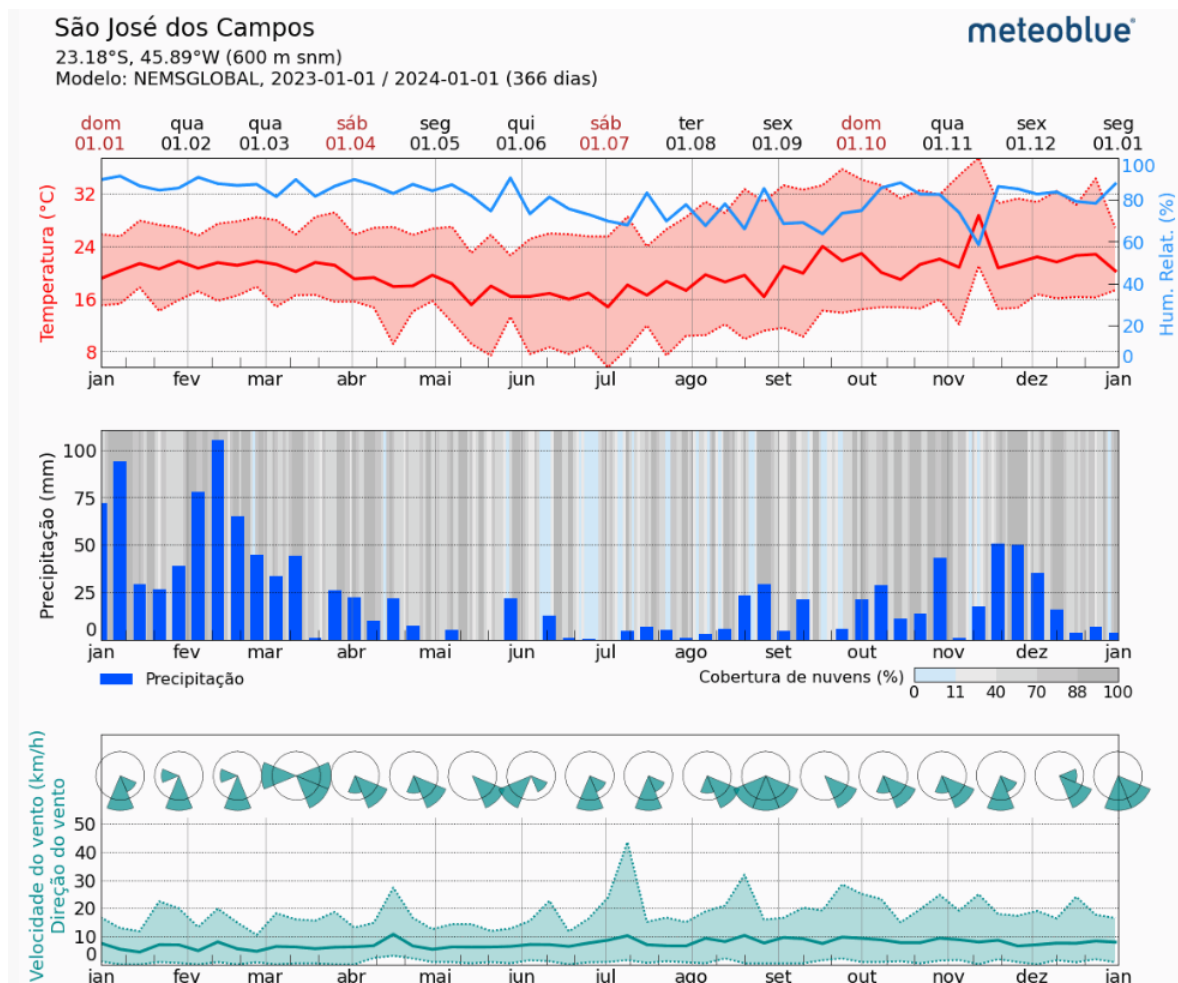
## 4 Resultados e discussão

### 4.1 Modelo de atmosfera

Sabe-se que as condições meteorológicas, como temperatura, umidade e ventos, desempenham papéis fundamentais no desempenho das aeronaves, e entender esses efeitos é crucial para os engenheiros aeronáuticos. A temperatura ambiente influencia diretamente a densidade do ar, afetando a sustentação das asas e a potência dos motores. Em temperaturas elevadas, o ar menos denso pode reduzir a sustentação, dificultando decolagens e afetando a eficiência dos motores. A umidade também tem impacto, com altos níveis podendo aumentar a densidade do ar, beneficiando a sustentação.

Dessa maneira, as condições de simulação serão adotadas a partir dos dados históricos para a cidade de São José dos Campos a Figura 31 mostra de maneira intuitiva a média histórica ao longo do ano para temperatura, umidade, precipitação e direção do vento.

Figura 31 – Dados Climáticos de São José dos Campos, Brasil 2023



Fonte: (Meteoblue, 2023)

A partir dos dados de temperatura e umidade calculou-se densidade do ar média da região, bem como desvio padrão esperado e com isso computou-se a altitude-densidade

medida mais usual dentro da aeronáutica. Os dados são apresentados na Tabela 3 e serão os valores considerados o modelo de desempenho a seguir.

Tabela 3 – Média densidade do ar e Altitude-densidade da região

Densidade do ar média [ $kg/m^3$ ]	Altitude-densidade média [m]
$1.0887 \pm 0.0085$	$1212 \pm 73$

## 4.2 Análise de desempenho do VANT

Já adotado o modelo atmosférico é necessário adotar o modelo do VANT a ser simulado. Os parâmetros da aeronave a ser simulada são apresentados na Tabela 4. Com esses dados a *ZebraLib* é capaz de calcular todos os outros parâmetros necessários para a análise de desempenho. Assim, as Figura 32 á 48 são os resultados obtidos com a biblioteca *ZebraLib*.

Todos os algoritmos utilizados bem como o código fonte da *ZebraLib* estão no repositório e podem ser acessados pela referência (CHABOLE., ).

Tabela 4 – Parâmetros do VANT a ser analisados

Parâmetros	Valor
$b$	1.86 m
$S$	$0.843 m^2$
$Af$	0.601
$C_{Ln}$	1.080
$C_{Lmax}$	1.5193
$c$	0.463 m
$Tc$	(-0.001, -0.225, 35.225)
$\mu$	0.038
$S_{wet}$	$10 m^2$
$N_{max}$	2.0
$Z$	0.22 m
$mv$	2.8 kg
$Load$	5.5 kg

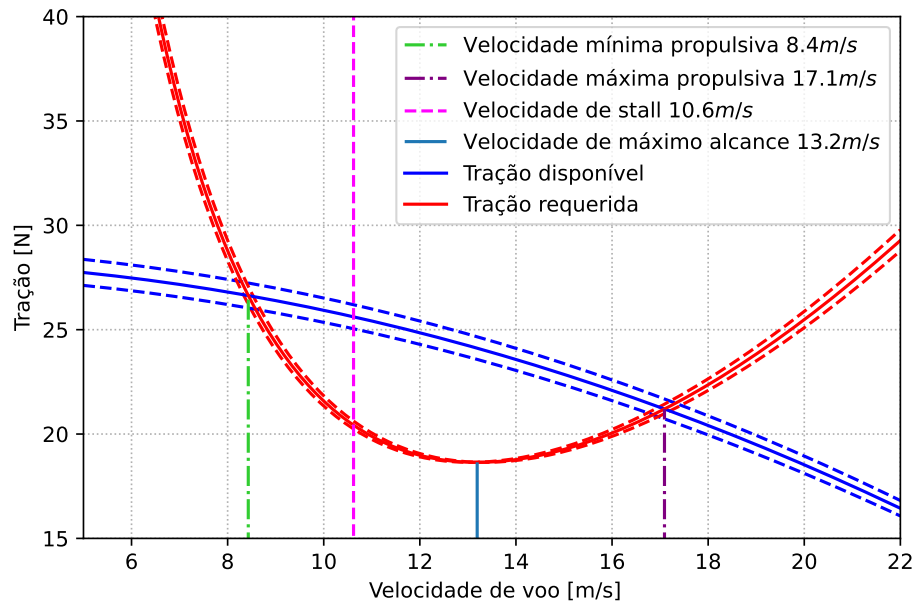
### 4.2.1 Tração disponível e arrasto

A Figura 32, a primeira intersecção representa o ponto de velocidade mínima propulsiva, sendo um ponto teórico nesse gráfico, uma vez que em um voo real, o avião é limitado pela velocidade de estol. A segunda intersecção representa a velocidade máxima propulsiva. A partir desse ponto, o avião requer mais tração do que o grupo motopropulsor pode oferecer.

O ponto na curva onde a tração requerida é mínima corresponderá à velocidade de máximo alcance, associada à maior distância que o avião pode percorrer. É importante

destacar que, quanto maior a altitude, mais próximas estarão as curvas de tração requerida e disponível. As linhas tracejadas nas Figuras 32 e 33 representam a tração e a potência para desvios de altitude-densidade de  $(1212 \pm 73) metros$ .

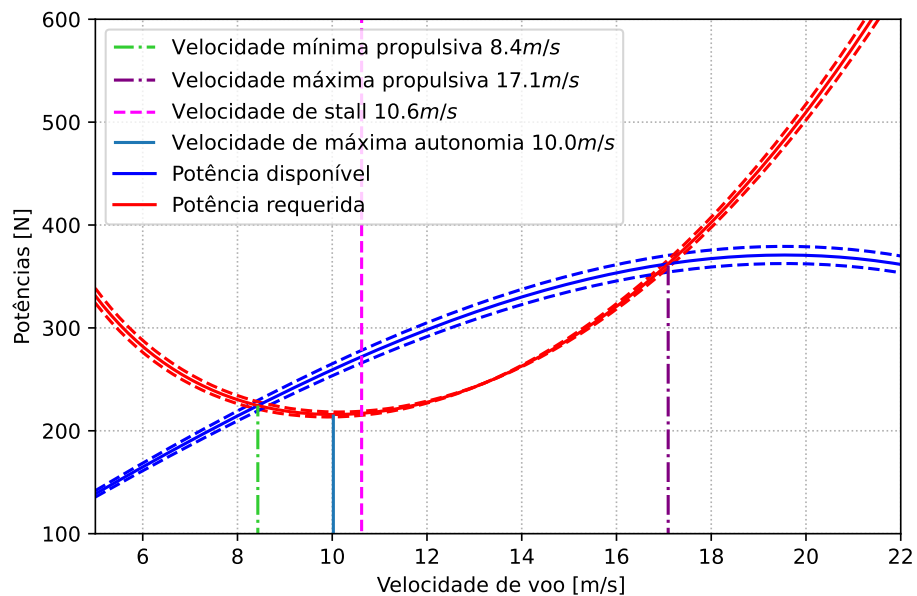
Figura 32 – Trações disponíveis e requeridas da Aeronave



Fonte: próprio autor

A Figura 33, De modo análogo a Figura 32 as velocidades continuam as mesmas. Diferenciando somente a linha azul mostra a potência requerida é mínima representa a velocidade de máxima autonomia, possibilitando maior tempo de voo antes de acabar o combustível.

Figura 33 – Potências disponíveis e requeridas da Aeronave

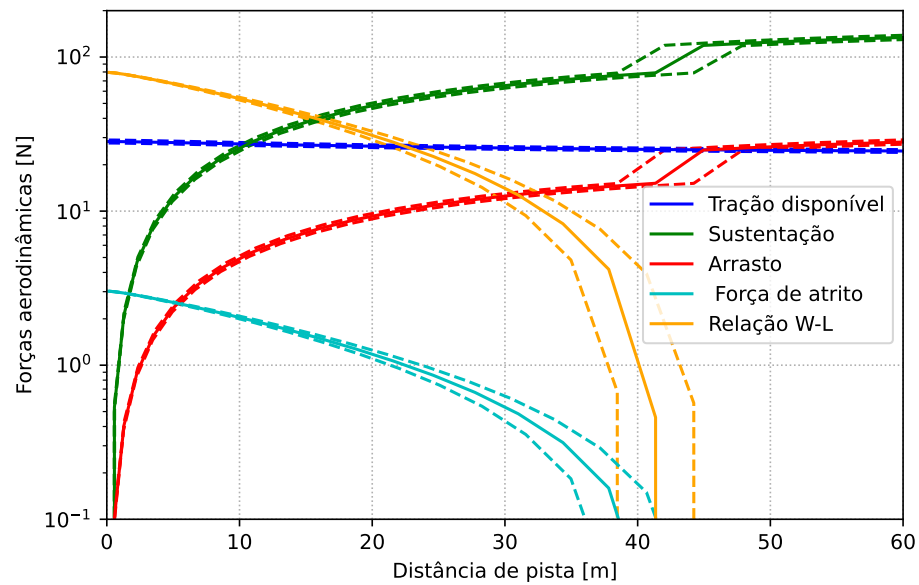


Fonte: próprio autor

#### 4.2.2 Corrida de decolagem e subida

Na Figura 34, evidencia as forças aerodinâmicas em função da distância de decolagem para o intervalo de desvio de altitude-densidade esperado. Próximo de 45m indica o processo de arfagem, aumentando seu ângulo de ataque durante a rotation.

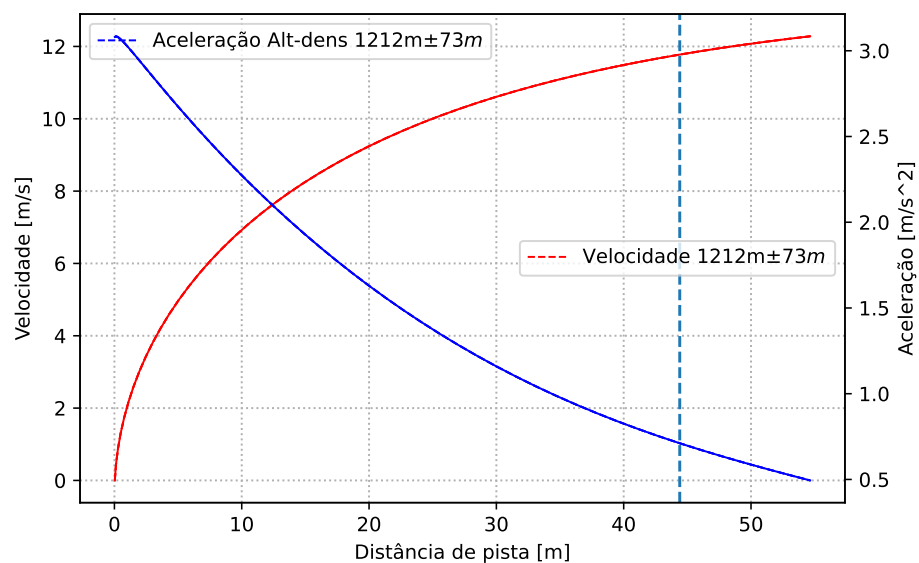
Figura 34 – Dinâmica força de decolagem



Fonte: próprio autor

A Figura 35, mostra a evolução da velocidade e aceleração em função da distância de pista disponível. A linha pontilhada vertical azul indica o espaço de descolamento da aeronave com o solo.

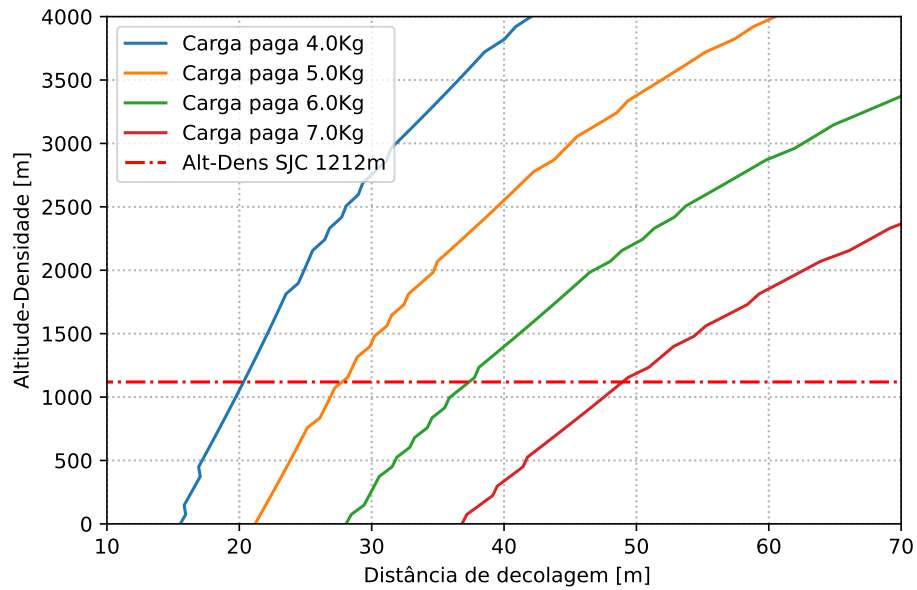
Figura 35 – Cinemática de decolagem



Fonte: próprio autor

A Figura 36, mostra como a altitude-densidade altera tramaticamente a distância de decolagem. Foram feitas simulação de distância de decolagem para várias altitude-densidade até o teto absoluto de voo com a aeronave carregada com quatro condições de carga paga. A Linha pontilhada vermelha indica a altitude-densidade esperada para São José dos Campos.

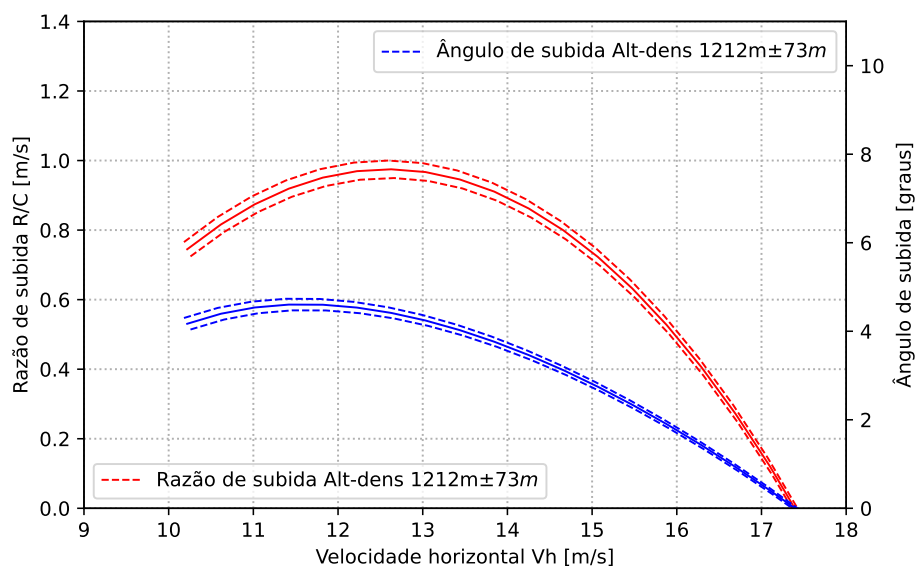
Figura 36 – Altitude-densidade x distância para decolagem



Fonte: próprio autor

A Figura 37, apresenta a razão e ângulo de subida para o desvio de atmosfera esperado em função da velocidade horizontal de voo.

Figura 37 – Razão e ângulo de subida em função da velocidade

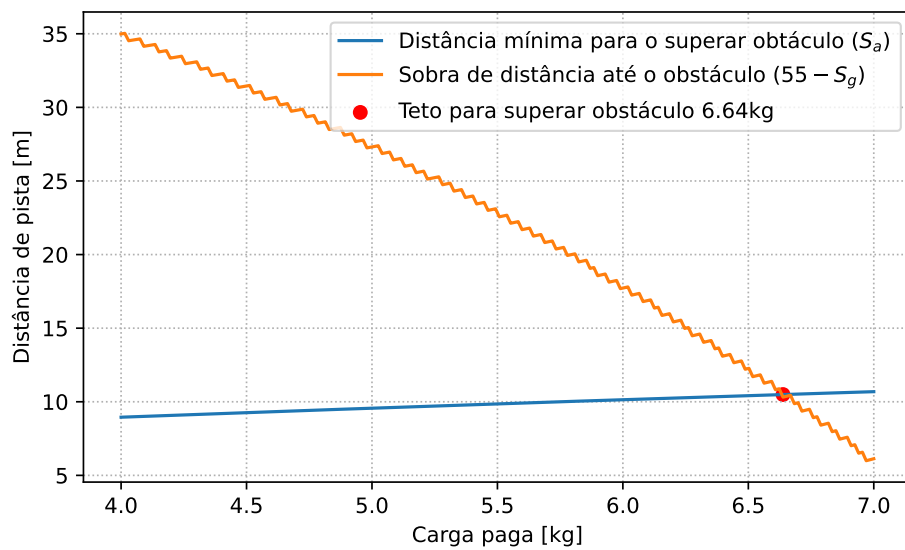


Fonte: próprio autor

Percebe-se a razão e ângulo de subida máximos não são coincidentes e que a razão de subida máxima ocorre na velocidade na qual ocorre mais sobre de potência vide Figura 33.

Além do avião ser capaz de decolar é necessário ter a capacidade de livrar um obstáculo após o final da pista. Para isso foi simulado um obstáculo de  $0.7m$  a  $5m$  do final da pista, tende a pista  $50m$  de comprimento. A Figura 38, mostra o consumo de distância de pista em função da carga paga e identifica com o ponto vermelho a máxima carga paga,  $6.64kg$ , para conseguir superar o obstáculo a frente com segurança.

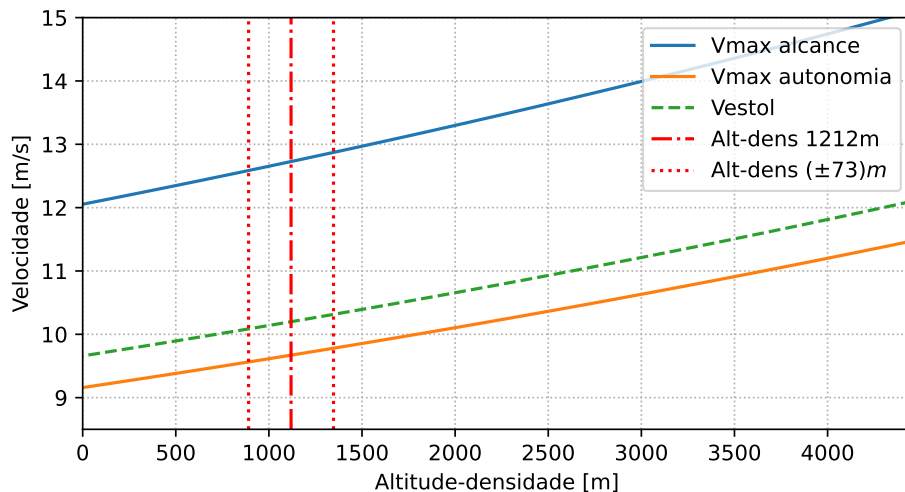
Figura 38 – Livrar obstáculo na pista



Fonte: próprio autor

### 4.2.3 Voo de cruzeiro

Figura 39 – Velocidades para o voo de cruzeiro



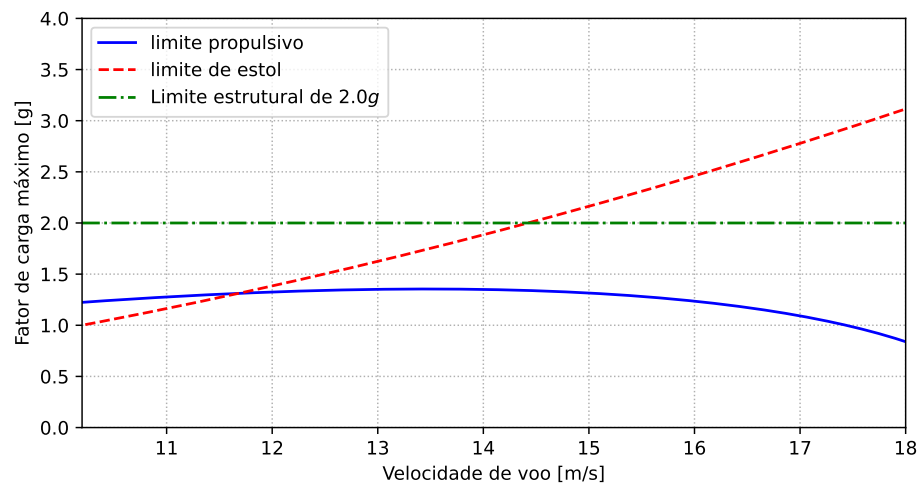
Fonte: próprio autor

A Figura 39, velocidades de máximo alcance, autonomia e velocidade estol em função da altitude-densidade até o teto absoluto de voo 4100m, bem como a zona de atuação prevista para a competição ( $1212 \pm 73$ )m.

#### 4.2.4 Curva e manobra

A Figura 40, O fator de carga estrutural máximo é dado por  $2.0g$ . Observa-se que em baixas velocidades, o fator de carga é limitado pela aerodinâmica e a partir da velocidade de manobra, 14 metros por segundo, é limitado propulsivamente.

Figura 40 – Fator de carga ( $n$ )

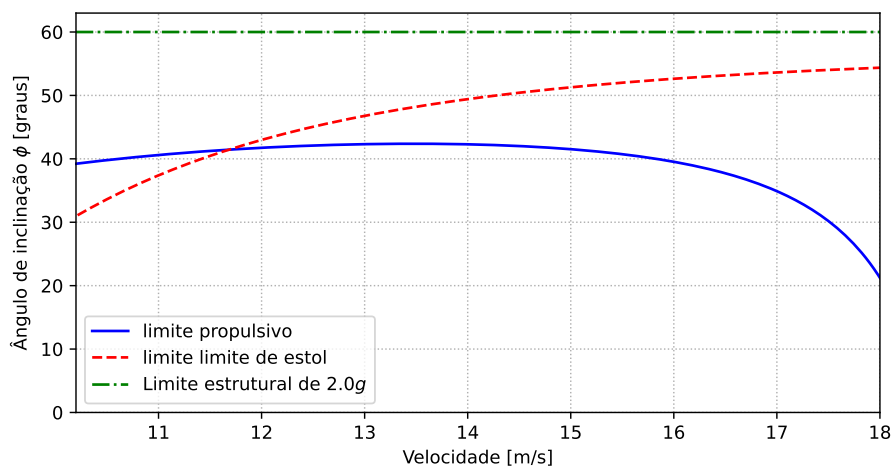


Fonte: próprio autor

Sendo que o fator de carga máximo estrutural ( $n_{max}$ ) nunca é atingido em voo. As regiões amarelas destacam a zona de operação segura da aeronave.

A Figura 41, de maneira análoga as limitações continuam as mesma para o ângulo de inclinação das asas com limite de 40.

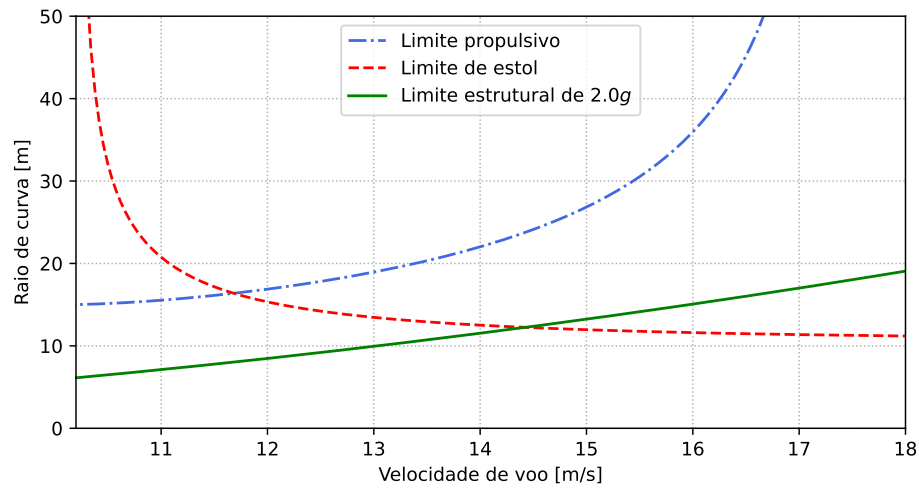
Figura 41 – Ângulo de inclinação ( $\phi$ )



Fonte: próprio autor

A Figura 41, mostra o raio de curva calculado pelas limitações propulsivas, aerodinâmicas e estruturais. Obtém-se que o limite para o raio de curva mínimo é de  $22m$

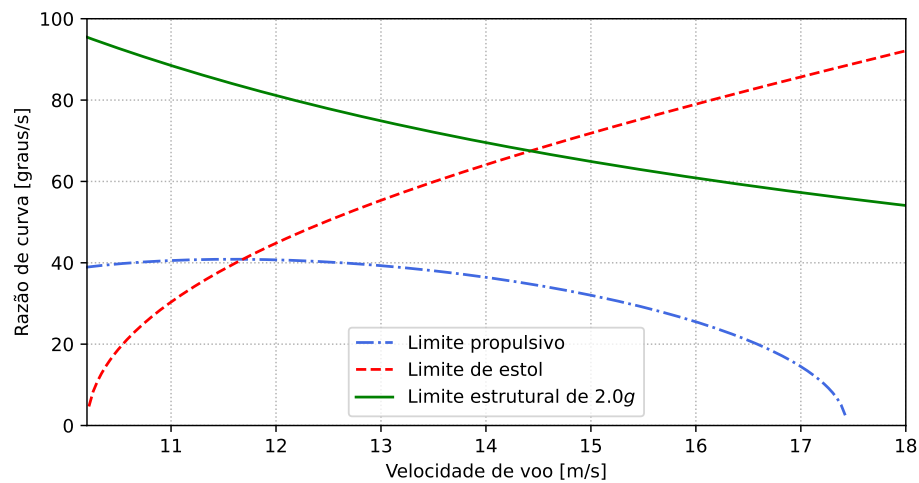
Figura 42 – Raio mínimo de curva



Fonte: próprio autor

A Figura 43, mostra o razão de curva com propriedade análogas ao raio de curva e Obtém-se que o limite para o razão de curva de  $40/s$

Figura 43 – Razão de curva ( $d\psi/dt$ )

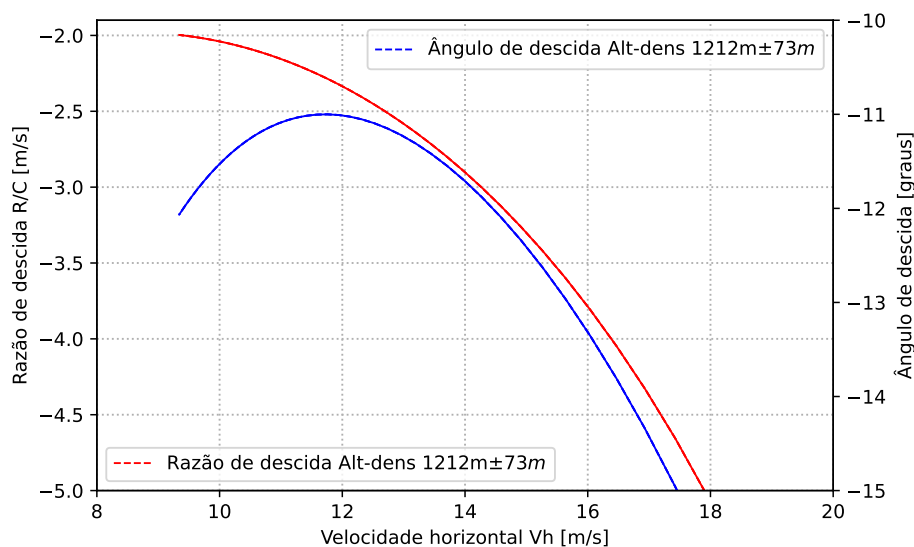


Fonte: próprio autor

#### 4.2.5 Descida e aterrizagem

A Figura 43, apresenta a descida destracionado destacando a razão e o ângulo de descida em função da velocidade horizontal. Como ocorre na Figura 37 a máxima razão descida não coincide com o ângulo máximo de descida.

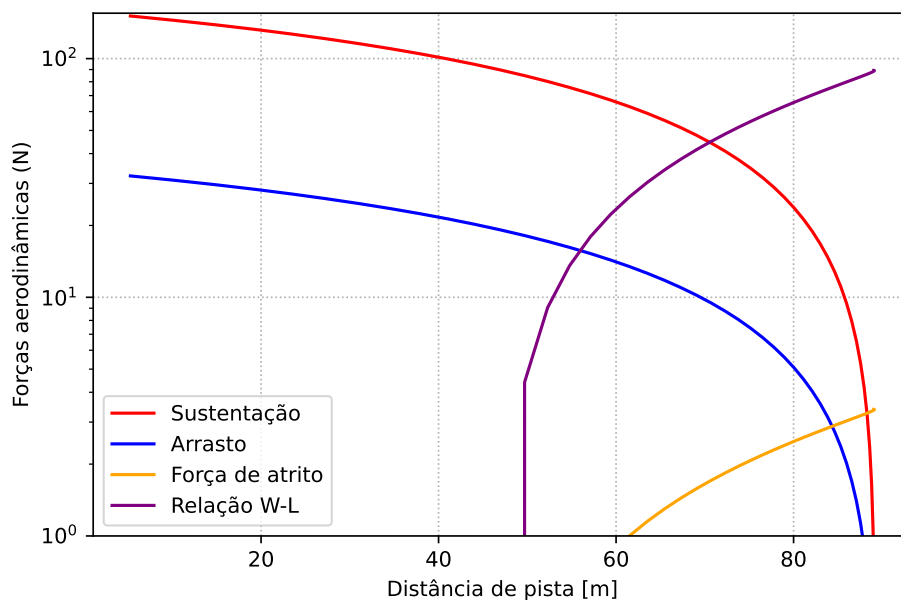
Figura 44 – Razão e ângulo de descida para altitude-densidade de  $(1212 \pm 73m)$



Fonte: próprio autor

A Figura 43, evidencia a dinâmica das forças envolvidas durante a aterrissagem em função do consumo de pista. No qual, próximo de  $45m$  ocorre o toque o solo e o avião começa a desacelerar dramaticamente.

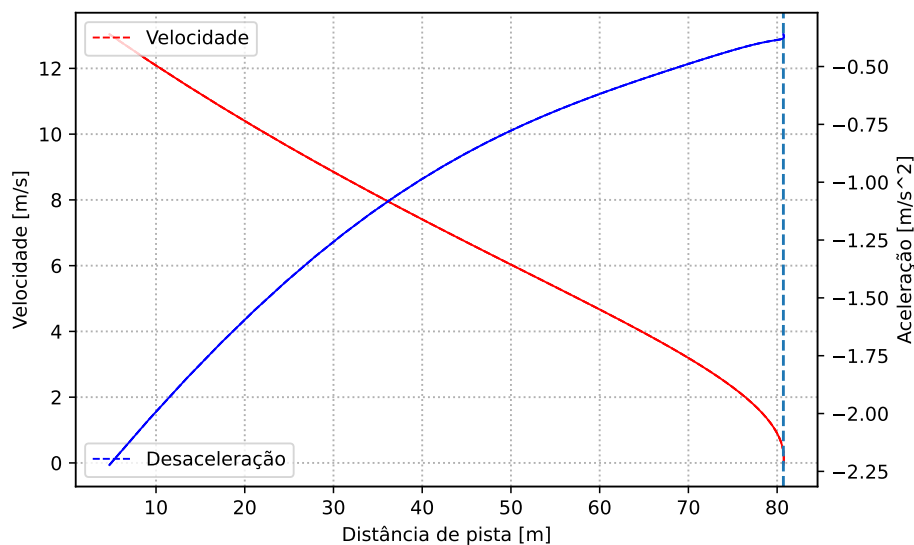
Figura 45 – Dinâmica do pouso para altitude-densidade de  $(1212 \pm 73m)$



Fonte: próprio autor

A Figura 46, mostra cinemática da aterrissagem velocidade e aceleração em função da distância de pista. A linha azul indica o espaço de parada total da aeronave.

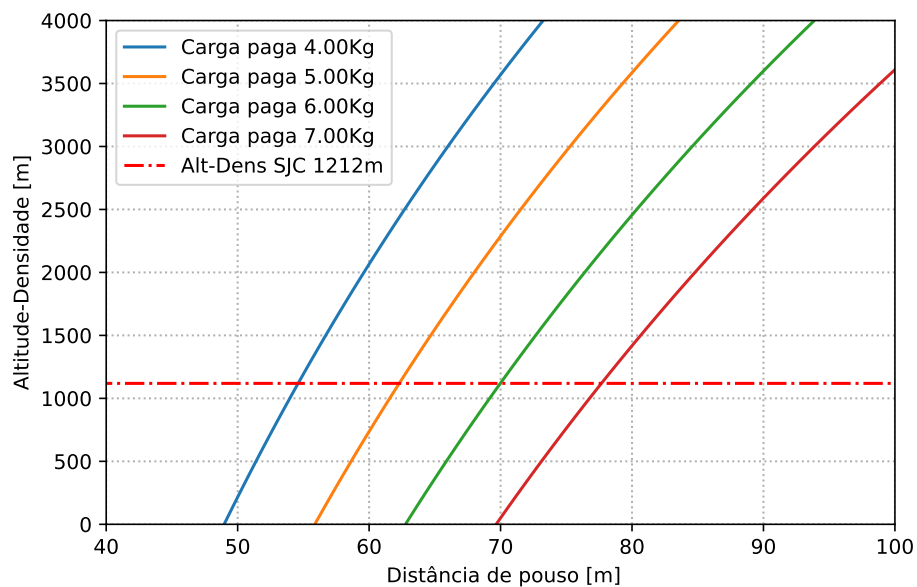
Figura 46 – Cinemática do pouso para altitude-densidade de  $(1212 \pm 73m)$



Fonte: próprio autor

A Figura 47, mostra como a altitude-densidade altera tramaticamente a distância de aterrizagem.

Figura 47 – Altitude-densidade x distâncias de pouso



Fonte: próprio autor

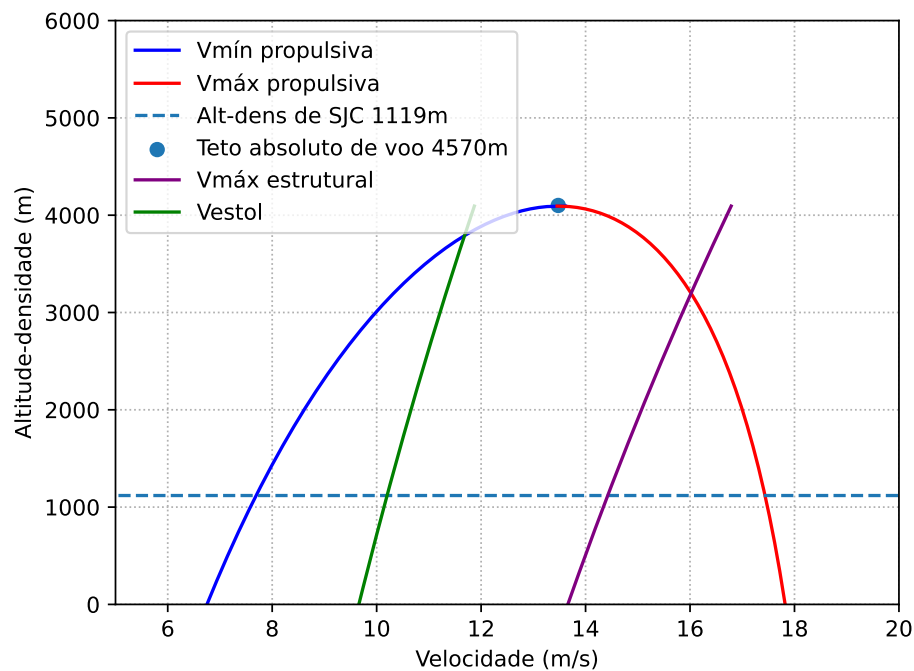
Foram feitas simulação de distância de aterrizagem para várias altitude-densidade até o teto absoluto de voo com a aeronave carregada com quatro condições de carga paga. A Linha pontilhada vermelha indica a altitude-densidade esperada para São José dos Campos.

#### 4.2.6 Envelope e teto absoluto de Voo

A figura 48 é uma representação gráfica das limitações operacionais de velocidade. Como dito, as linhas de velocidade,  $V_{mín}$  e  $V_{máx}$  propulsiva,  $V_{máx}$  estrutural, Vestol, delimitam a área do envelope de voo, onde o avião é aeronavegável.

O ponto máximo do gráfico é o teto absoluto de voo, nesta altitude não existe mais sobra de tração ou potência e, portanto, a aeronave não possui mais condições de ganhar altura. O teto operacional do avião foi delimitado como 4100m.

Figura 48 – Envelope de Voo



Fonte: próprio autor

#### 4.2.7 Desempenho pontual

A Tabela 5 resume o desempenho pontual da aeronave para a condição de carga paga de 6kg e altitude-densidade de 1212m.

Tabela 5 – Outputs da biblioteca de desempenho pontual

Parâmetro	Valor
V estol	10.24
V decolagem	12.29
V aproximação	13.31
V estrutural Max	14.49
V prop Max	17.39
V cruzeiro	15.65
V mergulho	21.74
V maxAlcance	12.
V maxAutonomia	9.71
Distancia decolagem(c/efeito solo)	38.18
Distancia decolagem(s/efeito solo)	38.18
CL distancia min decolagem	0.17
Razão max subida	0.97
Angulo razao max subida	4.31
Raio subida	74.48
Angulo max subida	5.28
Velocidade angulo max subida	15.54
CL Ang max subida	0.94
Distancia pouso(c/efeito solo)	87.69
Distancia pouso(s/efeito solo)	86.80
Angulo maxAlcance	11.00
Razao maxAlcance	2.4
Angulo min planeio	11.00
Velocidade Angulo min planeio	17.81
Raio descida	80.95
Flare altura	1.48
Flare distancia	15.4
Maxima Performance	
MTOW	94.93

## 4.3 Otimização de Design Multidisciplinar (MDO) do VANT

### 4.3.1 Implementando Dakota com a ZebraLib

Para implementar o Dakota como motor de fluxo da biblioteca ZebraLib é necessário dois arquivos. Um do tipo .in para dar instruções ao Dakota de ambiente, método a ser utilizado na otimização, variáveis envolvidas, interface de comunicação e resposta. E outro do tipo .py para executar o script em python para simular a ZebraLib.

Assim, configurou-se no Dakota o método MOGA (Multiobjective genetic algorithm) com as variáveis de design e seus respectivos limites superiores e inferiores apresentadas pela Tabela 6.

Tabela 6 – Variáveis de input da Dakota

	$C_r$	$A_f$	$b$	$L$
Limite superior	1.0	1.0	2.1	15.0
Limite inferior	0.1	0.1	0.8	5.0
Valor inicial	0.35	0.85	1.0	11.0

Com os dados da Tabela 6 o Dakota alimenta o arquivo em python onde estão as funções objetivos e as restrições da otimização que é capaz de entregar os parâmetros necessários para a ZebraLib calcular o desempenho da aeronave.

Antes de tudo precisa-se determinar o que torna o avião ótimo. Para isso iremos definir a missão da aeronave com foco em monitoramento e vigilância. Além disso, deve-se alinhar as expectativas do operador da aeronave com a equipe de desempenho. Normalmente o operador relata a seguinte explanação de requisitos para a operação:

*A aeronave deve ser projetada com dimensões compactas, de forma que possa ser transportada em um espaço de 2,1m x 2m, garantindo facilidade de mobilidade e logística. Além disso, é essencial que a aeronave tenha capacidade de transportar a carga útil de 11kg para estar equipada com equipamentos de vigilância. Para garantir a eficácia na captura de imagens detalhadas durante operações sobre cidades, trânsito e florestas a aeronave deve possuir uma baixa velocidade de estol. Isso permitirá uma melhor visualização das áreas inspecionadas. O design da aeronave deve permitir decolagens em distâncias curtas 50m, assegurando ainda uma razão de subida segura para superar obstáculos imediatos após a decolagem. Por fim, a aeronave deve ser capaz de realizar curvas levemente acentuadas durante o voo, proporcionando a manobrabilidade necessária para ajustar a trajetória conforme requerido durante o percurso.*

Após a análise das expectativas do operador é possível iniciar a fase de escopo e colocar valores para maximizar as características desejadas controlando as restrições impostas pela operação. Assim, todas as requisições para missão são transformadas em objetivos e restrições quantitativas e estão representadas na Tabela 7. Esses parâmetros alimentam o arquivo .py onde é simulado a ZebraLib que entrega os resultados para o algoritmo genético que por sua vez de acordo com as iterações buscar atender os objetivos estabelecidos controlando as restrições propostas.

Tabela 7 – Parâmetros de desempenho críticos para otimização

Parâmetro	Nome da variável	Limite superior	Limite inferior
1. Carga paga desejada	obj_fn_1	Maximizar	Minimizar
2. Velocidade de estol	obj_fn_2	Minimizar	Maximizar
3. Distância de decolagem	nln_ineq_con_1	50 m	48 m
4. Razão de subida	nln_ineq_con_2	2 m/s	0.2 m/s
5. Raio mínimo de curva	nln_ineq_con_3	50 m	20 m

No quais 1 e 2 são funções objetivos na qual 1 deve ser minimizada e 2 deve ser

maximizado e 3, 4 e 5 são restrições para atender os requisitos de performance desejados da aeronave.

Como já mencionado, a escolha adequada dos hiperparâmetros é crucial para o desempenho do algoritmo genético e pode variar dependendo do problema específico sendo resolvido. Além de buscar o melhor indivíduo, também é importante garantir uma boa exploração do espaço de design. Após inúmeros testes, chegou-se à melhor performance do algoritmo utilizando as seguintes configurações de hiperparâmetros, conforme mostrado na Tabela 8.

Tabela 8 – hiperparâmetros utilizados no algoritmo genético

hiperparâmetros	Argumentos
fitness type	domination count
replacement type	below limit
population size	5000
initialization type	unique random
crossover type	shuffle random
crossover rate	0,8
mutation type	replace uniform
mutation rate	0,08
convergence tolerance	1.e-4

Na Tabela 8 verifica-se vários hiperparâmetros com seus respectivos argumentos, cada um controla uma característica do método e pode ser modificado para torna o algoritmo especializado em resolver com mais facilidade certos tipos de problemas. A seguir, uma breve explicação de cada hiperparâmetros escolhido e sua função. O hiperparâmetro *fitness type* com valor *domination count* calcula a aptidão com base na quantidade de indivíduos dominados, enquanto *replacement type* com valor *below limit* mantém diversidade substituindo apenas indivíduos abaixo de um certo limite de desempenho. *population size* população inicial de 5000 garante uma exploração abrangente do espaço de design. *initialization type* definido como *unique random* assegura diversidade inicial, e *crossover type* configurado como *shuffle random* promove variabilidade genética ao embaralhar aleatoriamente genes dos pais. *crossover rate* de 0,8 facilita a recombinação de características vantajosas, e *mutation type* definido como *replace uniform* introduz novas características uniformemente, com *mutation rate* de 0,08 garantindo diversidade genética. *convergence tolerance* de 1.e-4 assegura precisão e estabilidade, considerando o algoritmo convergido quando as mudanças na aptidão média caem abaixo desse limite, equilibrando exploração e exploração do espaço de design de forma eficaz.

#### 4.3.2 Filtro e análise da convergência do algoritmo

Durante o processo de evolução, como já mencionado anteriormente, o AG pode encontrar combinações de design que resultam em parâmetros de desempenho irrealistas para

uma aeronave, por isso é importante filtrar os indivíduos encontrados. Assim, a Tabela 9 mostra os valores usados para filtrar os indivíduos com base nas restrições do problema.

Tabela 9 – filtro aplicado para eliminar indivíduos irreais

	nln_ineq_con_1	nln_ineq_con_2	nln_ineq_con_3
Limite superior	3m/s	60m	60m
Limite inferior	0,2m/s	40m	10m

O algoritmo começou com 5000 indivíduos com a população inicial. Fez 37579 avaliações em 83 gerações e chegou a 2 configurações de aviões ótimas, apresentados pelas Tabelas 10 e 11. A Tabela 10 mostra os objetivos e restrições dos indivíduos ótimos e a Tabela 11 contém os valores das variáveis de design, bem como outros parâmetros geométricos da asa.

Tabela 10 – Parâmetros de desempenho críticos otimizados

obj_fn_1	obj_fn_2	nln_ineq_con_1	nln_ineq_con_2	nln_ineq_con_3
11.670	14.355	0.617	50.256	49.130
11.380	14.235	0.673	48.587	34.504

Tabela 11 – Parâmetros geométricos críticos otimizados

Cr	Af	b	L	Cm	AR	Cp	S	WS	TW
0.581	0.978	2.099	11.670	0.575	3.650	0.569	1.207	96.635	0.299
0.581	0.978	2.092	11.380	0.575	3.638	0.569	1.203	94.550	0.307

Analisando as Tabelas 10 e 11 verifica-se que o AG convergiu para encontrar parâmetros de desempenho e geométricos extremamente próximos. Isto trás confiança para confiar na robustez do modelo adotado e da exploração completa do espaço de busca que o AG percorreu.

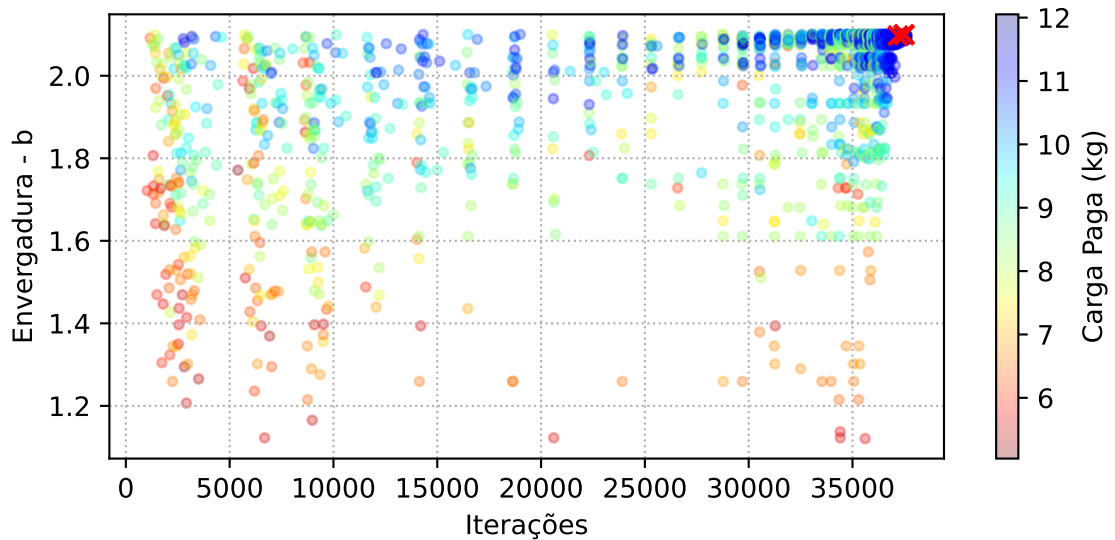
Além de uma análise pontual de quais são os melhores parâmetros para o problema em questão. Um aspecto importante da metodologia adotada é a sua robustez ao lidar com projeto conceitual, no qual em muitas vezes é necessário não somente saber quais os parâmetros que geram os melhores indivíduos, mas também como os parâmetros se inter-relacionam e quais são as regiões onde são encontradas os melhores indivíduos e quais regiões devem ser evitadas pois geram os piores indivíduos.

Assim, como já apresentado (RAYMER, 2002) e (SADRAEY, 2012) propoem a existencia de algumas variáveis de design críticas na otimização de desempenho de uma aeronave apresentadas na Tabela 11. Assim, as Figuras 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55 e 56 mostram a convergência dos parâmetros geométricos críticos ao longo das iterações com um gradiente de cor sendo a carga paga máxima de cada indivíduo. Os quais apresentam

excelente convergência a partir da iteração 37mil após 83 gerações os 2 melhores indivíduos estão marcados com o "X" em cada figura.

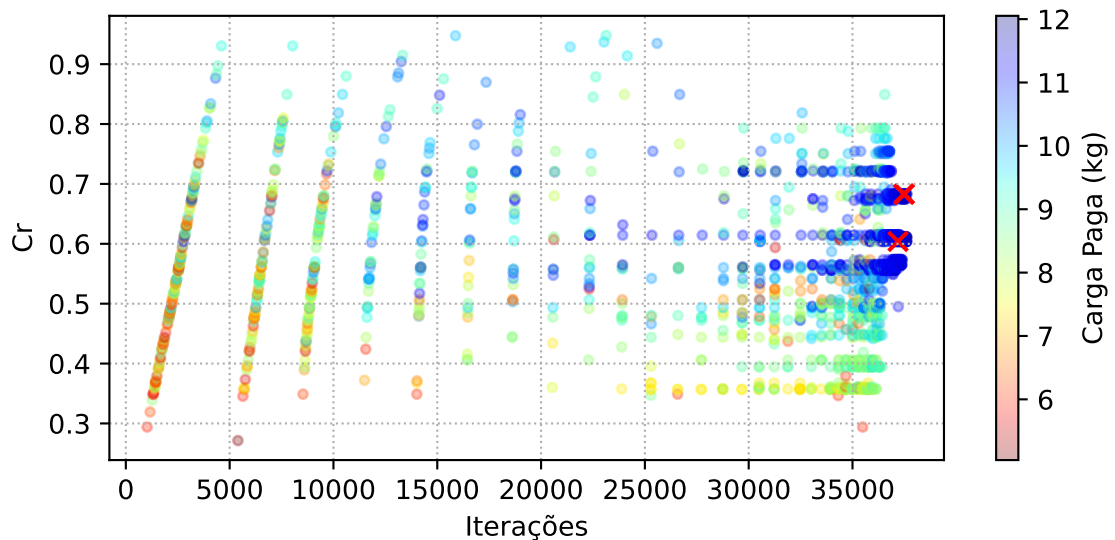
Na Figura 49 e 50 percebe-se uma convergência clara do algoritmo ao longo das gerações obtendo melhores indivíduos próximo de  $2,1m$  de envergadura e entre  $0,5m$  e  $0,7m$  de corda na raiz.

Figura 49 – Envergadura em função das gerações



Fonte: próprio autor

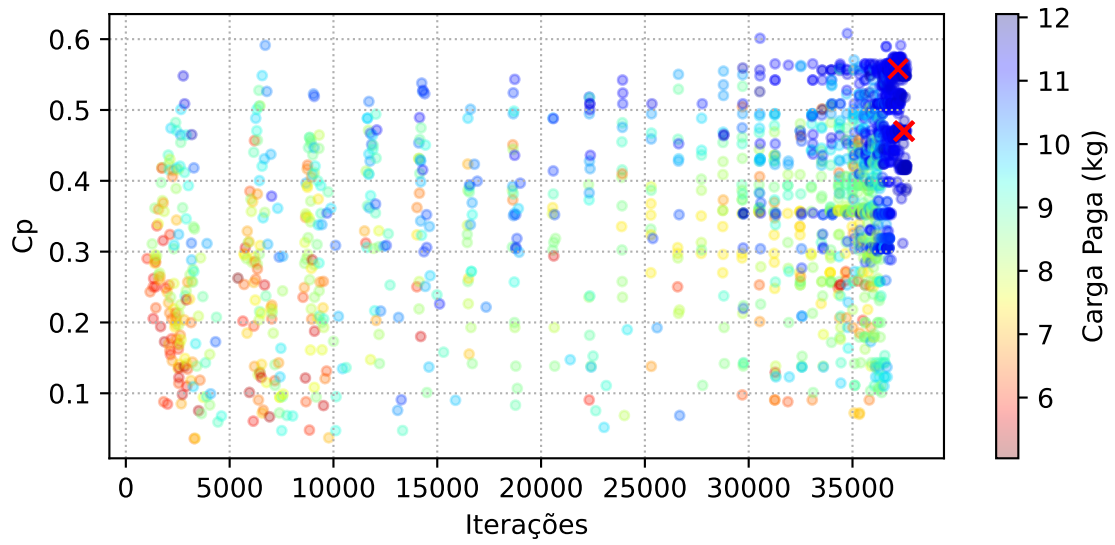
Figura 50 – Corda raiz em função das gerações



Fonte: próprio autor

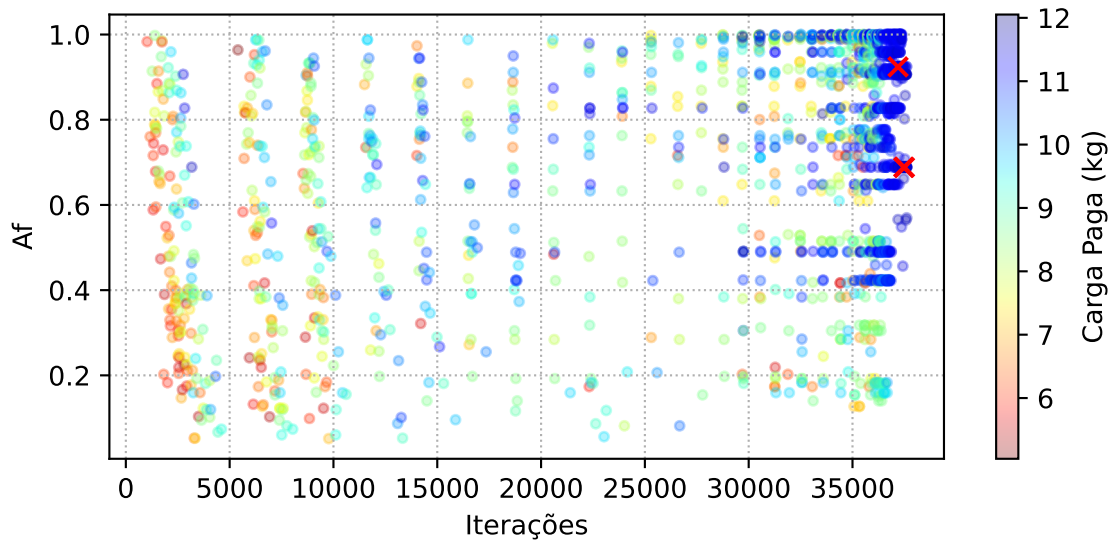
Já para as Figura 51 e 52 percebe-se uma convergência menor do algoritmo obtendo melhores indivíduos entre uma faixa maior de valores. Para corda na ponta entre  $0,3m$  e  $0,6m$  de comprimento e para o afilamento entre 0,4 e 1.

Figura 51 – Corda na ponta em função das gerações



Fonte: próprio autor

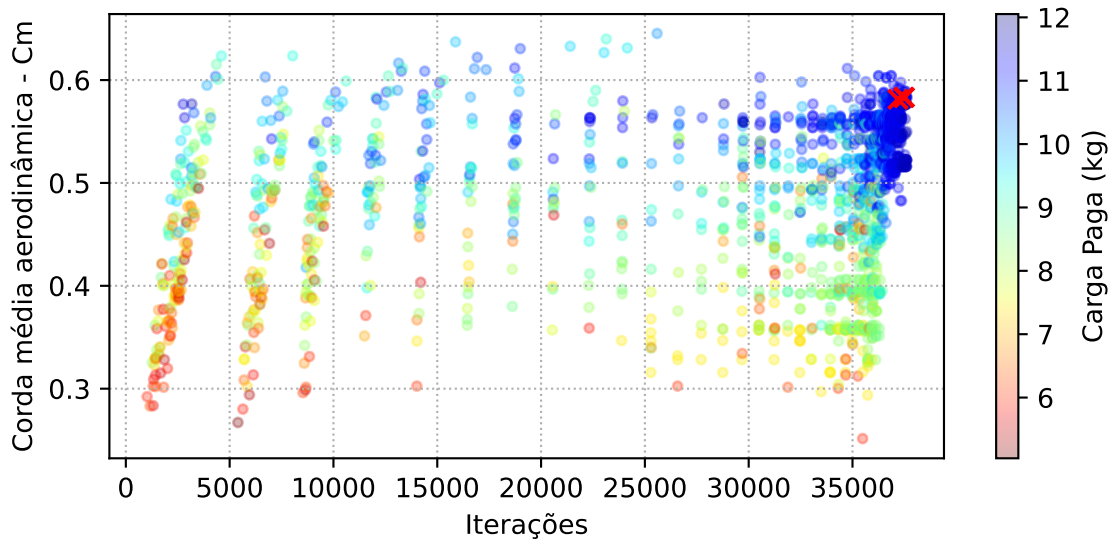
Figura 52 – Afilamento em função das gerações



Fonte: próprio autor

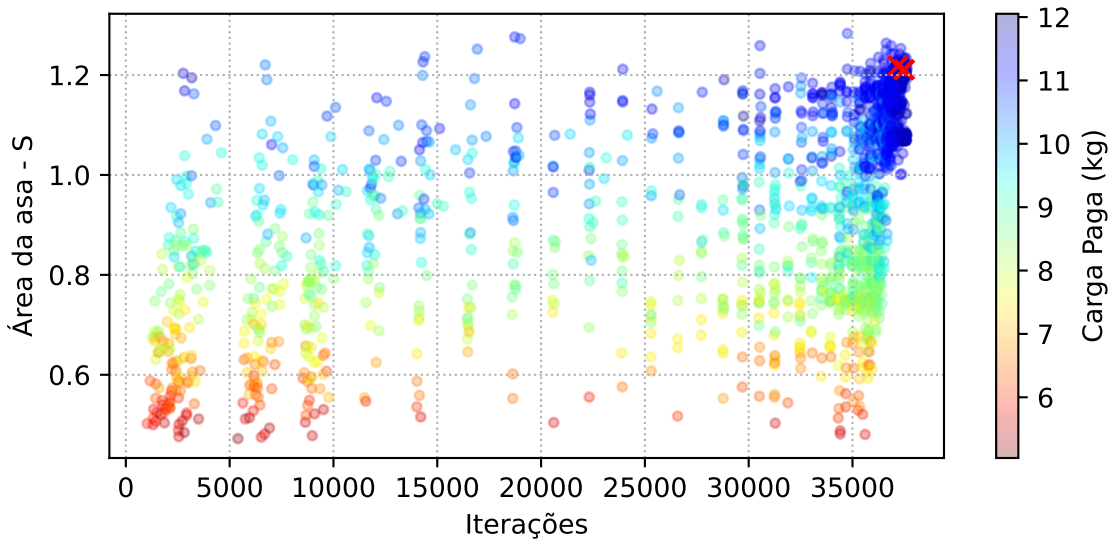
Para as Figura 53 e 54 percebe-se uma convergência localizada em um região específica para melhores indivíduos. Para corda média entre  $0,5m$  e  $0,6m$  e para o área alar entre 1 e 1,2.

Figura 53 – Corda média aerodinâmica em função das gerações



Fonte: próprio autor

Figura 54 – Área alar em função das gerações



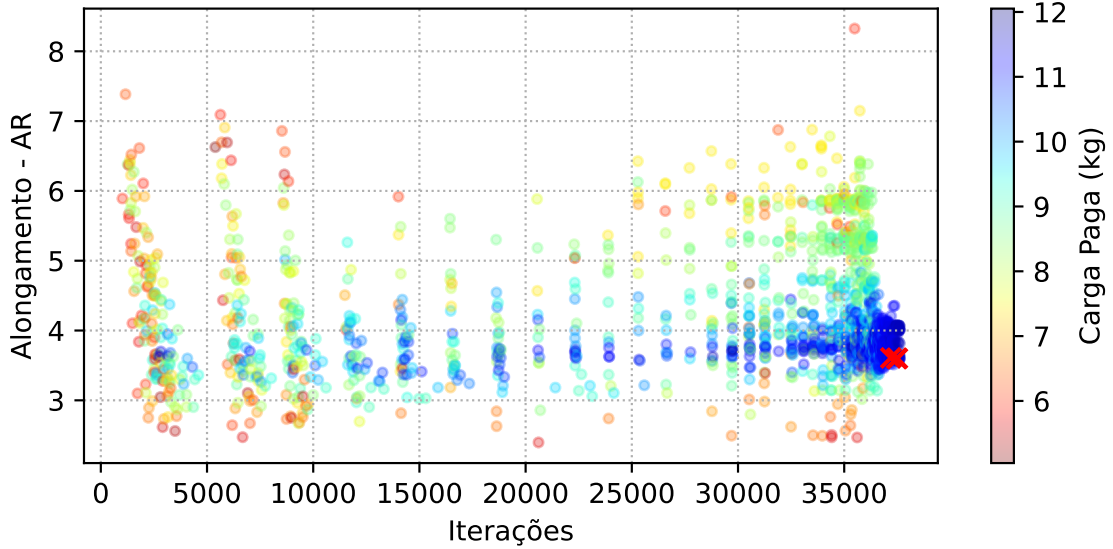
Fonte: próprio autor

Para as Figura 55 percebe-se uma convergência em uma faixa estreita para o alongamento próximo de  $4m$ . Assim, o AG obteve resultados congruentes com o que é esperado pela literatura aeronáutica e obteve sucesso na exploração do espaço vetorial obtendo convergência em todos os parâmetros geométricos.

Alguns parâmetros otimizados possuem uma faixa estreita de otimização como  $b$ ,  $C_r$  e  $AR$  e outros uma faixa mais abrangente como  $C_p$ ,  $A_f$ ,  $C_m$  e  $S$ . Isto não se refere a capacidade do AG ao investigar o espaço de designs, mas sim a sensibilidade do modelo físico adotado a cada parâmetro. Por isso, na próxima seção será realizado um estudo de

sensibilidade do modelo a cada variável de design e de desempenho.

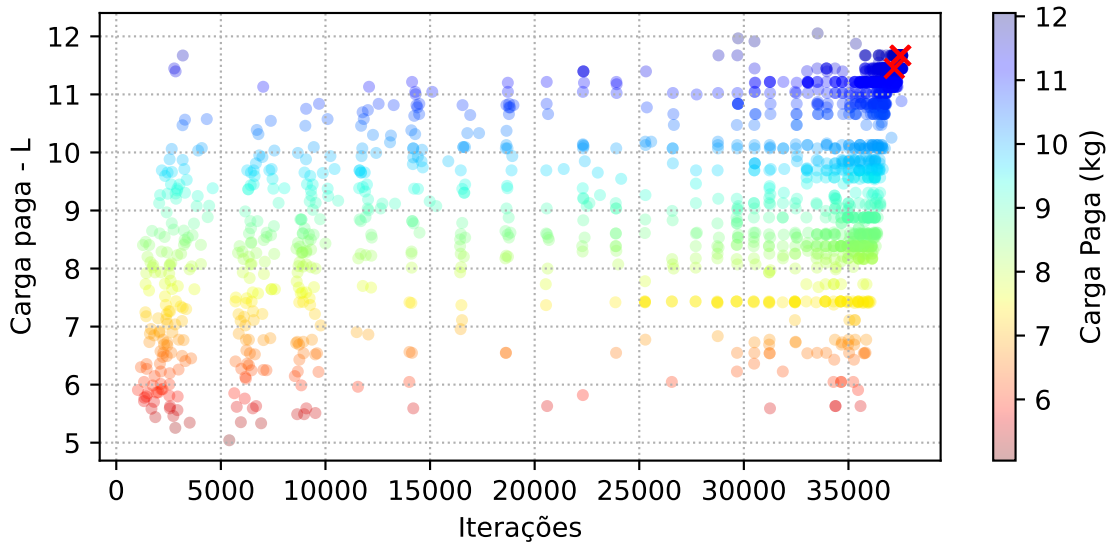
Figura 55 – Alongamento em função das gerações



Fonte: próprio autor

Outro parâmetro importante é verificar qual foi a convergência do algoritmo para atingir seu objetivo principal que é aumentar a carga paga da aeronave. A Figura 56 mostra como o AG progride em encontrar a máxima carga paga ao longo das gerações. A partir da iteração 32mil o algoritmo começa a encontrar o gradiente correto e cada vez mais consegue manipular os parâmetros para encontrar os valores que maximizam a carga paga que para os limites delimitados para o modelo se encontra perto de  $11,5kg$ .

Figura 56 – Carga paga em função das gerações



Fonte: próprio autor

#### 4.4 Análise de Sensibilidade do modelo adotado

Este processo envolve avaliar como as mudanças nos parâmetros de um sistema afetam seu desempenho ou comportamento. Em engenharia aeronáutica, isso pode incluir variáveis como forma aerodinâmica, materiais utilizados na construção, distribuição de peso, entre outros. A análise de sensibilidade/variação ajuda a identificar quais parâmetros têm o maior impacto no desempenho do sistema.

Assim para fazer um estudo sobre a influência de cada variável sobre o modelo adotado. Aplicou-se a correlação de Poisson para a base de dados dos resultados obtidos para criar uma matriz de correlação apresentada pela Figura 57. Sendo que "obj\_fn\_1" e "obj\_fn\_2" são as funções objetos 1 e 2 e "nln\_ineq\_con\_1", "nln\_ineq\_con\_2" e "nln\_ineq\_con\_3" são as restrições não lineares 1, 2 e 3 para o modelo.

Analisando a matriz de correlação pode-se separar as correlações em dois grupos aqueles entre os parâmetros de design e as variáveis de desempenho, e também aquelas que demonstram como as próprias variáveis de desempenho podem interagir ou interferir entre si.

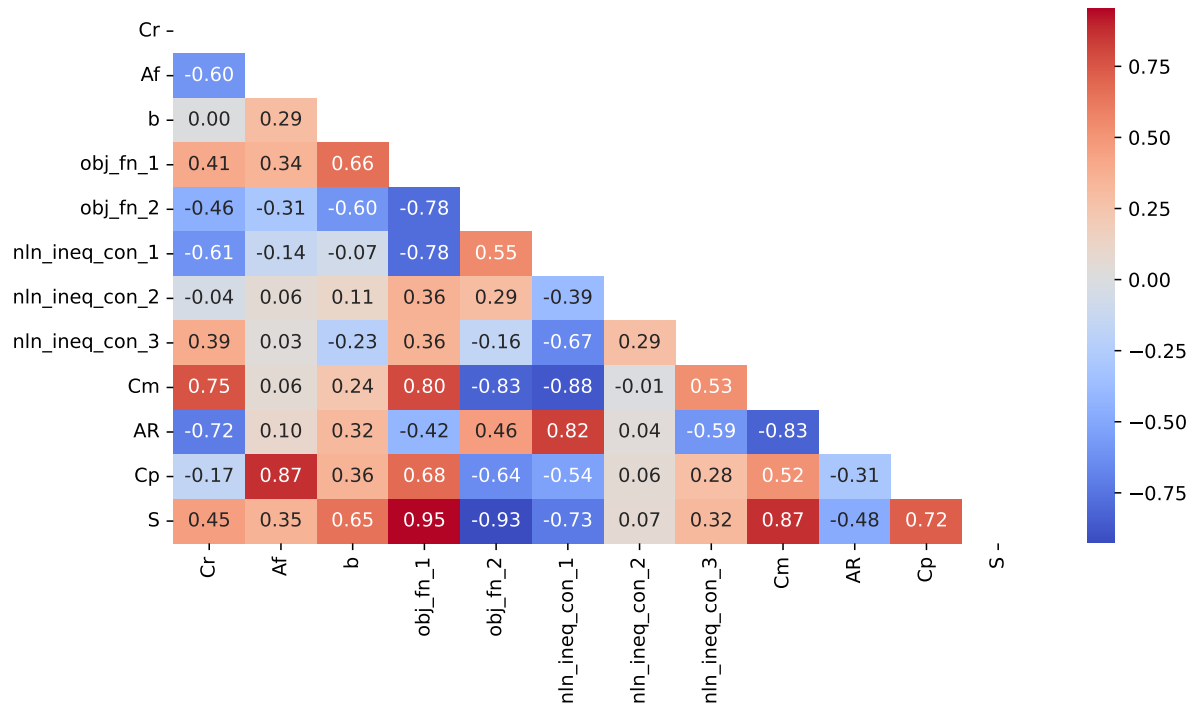
Começando pelo objetivo 1 representando a carga paga dentre as variáveis de design as que mais contribuem positivamente são: envergadura  $b$ , área alar  $S$  e Corda na ponta  $C_p$ . Sob o ponto de vista das variáveis de desempenho tem-se as que mais contribuem positivamente são: restrição 2 e restrição 3. Já para contribuição negativa tem-se: restrição 1. Tais observações possuem fundamentação teórica pois a capacidade de levantar carga paga da aeronave está relacionado fundamentalmente a área da asa. Observando as restrições 2 e 3 quanto mais carga paga maior será a distância de decolagem necessária e maior o raio de curva mínimo.

Seguindo para objetivo 2 representando a velocidade de estol a variável de design a que contribui positivamente é alongamento  $AR$  e negativamente são: Corda na raiz  $C_r$ , área alar  $S$ , corda média aerodinâmica  $C_m$ . Sob o ponto de vista das variáveis de desempenho as variáveis que contribuem positivamente são restrição 2 e restrição 3.

Outra análise interessante é como uma restrição interfere com a outra e se elas possuem correlação positiva ou negativa. A restrição restrição 1 é negativamente afetada pelas restrições restrição 2 e restrição 3. O está de acordo com a literatura pois quando aumenta-se a distância de decolagem decolagem é possível construir aeronaves com razão de subidas e raios de curva menores.

A restrição restrição 2 é positivamente afetada pelas restrições restrição 3 e negativamente restrição 1. O que novamente está de acordo com a bibliografia pois uma vez diminuindo a razão de subida diminui-se também o raio de curva mínimo e por consequência a distância de decolagem deve ser maior. Existe uma troca entre subir mais rápido e precisar de mais pista ou subir mais devagar e consumir menos pista.

Figura 57 – Matriz de correlação



Fonte: próprio autor

A análise das correlações entre esses parâmetros permite uma abordagem mais eficaz na otimização do design aeronáutico. Ajustar parâmetros como Cr, Af e b, enquanto se consideram suas influências mútuas e impactos nos objetivos de desempenho e nas restrições, é crucial para desenvolver aeronaves eficientes e seguras. A análise cuidadosa dessas interdependências orienta as decisões de projeto, garantindo que os compromissos necessários entre carga útil, velocidade de estol, distância de decolagem, razão de subida e raio mínimo de curva sejam equilibrados de forma a atingir o melhor desempenho geral.

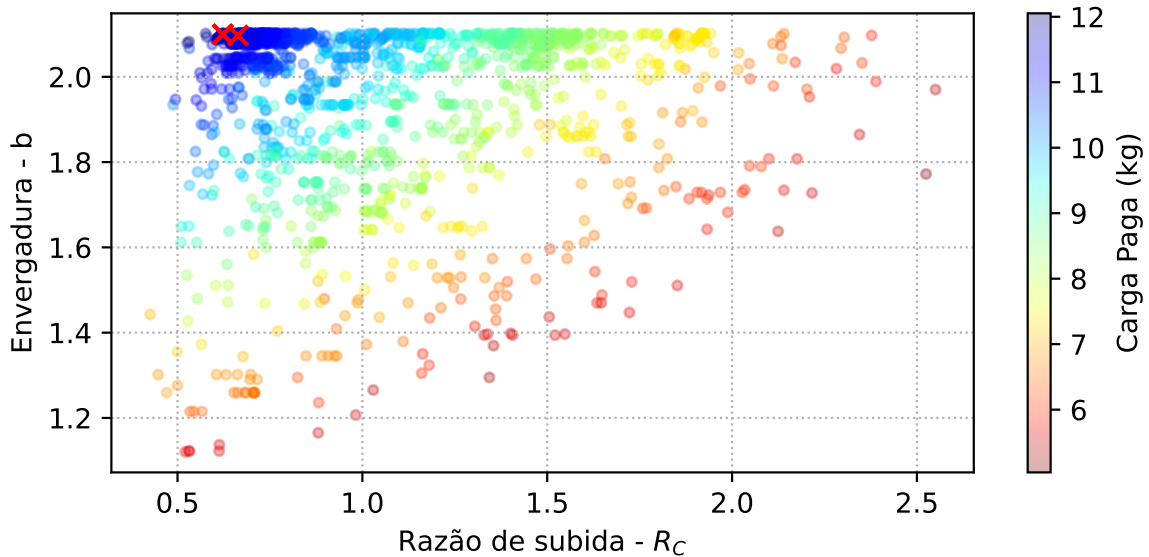
#### 4.5 Relação entre as variáveis de design e variáveis de desempenho

Conforme discutido anteriormente, na fase inicial da análise, é imperativo identificar as áreas que contêm os designs a serem selecionados para uma investigação mais detalhada, ao mesmo tempo em que se identificam as regiões a serem evitadas. Este processo é essencial para a otimização de designs através de algoritmos genéticos e para garantir uma busca eficiente e abrangente das soluções ótimas.

De início eliminamos todos os indivíduos irreais seguindo os valores da Tabela 9. Por isso, vamos comparar as envergadura, alongamento, corda média e área alar em função da razão de subida para verificar se dado os objetivos e restrições o algoritmo consegue apresentar regiões ótimas para um design geométrico da asa, bem como para parâmetros de desempenho.

Analisando a Figura 58 percebe-se que os indivíduos que carregam mais carga são em torno de 2,1m de envergadura e 0.6 m/s de razão de subida. Uma vez que estamos tentando carregar o máximo de carga paga possível a razão de subida é diretamente afetado negativamente.

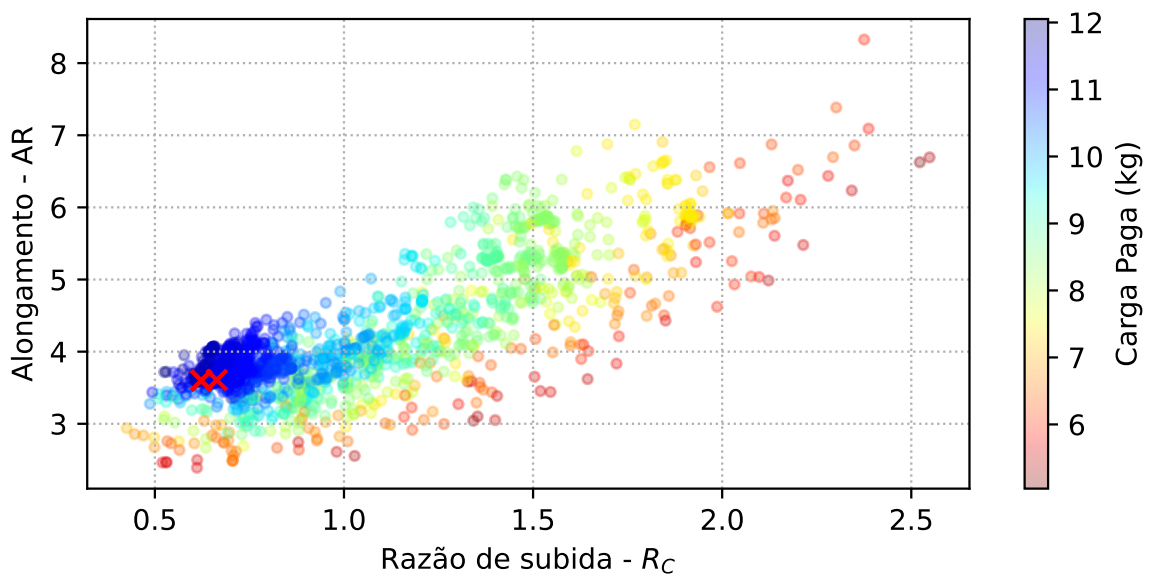
Figura 58 – Envergadura em função da razão de subida



Fonte: próprio autor

Analisando a Figura 59 percebe-se que os indivíduos que carregam mais carga estão localizados próximo de 4 de alongamento e a razão de subida que atende a otimização da carga paga continua a mesma.

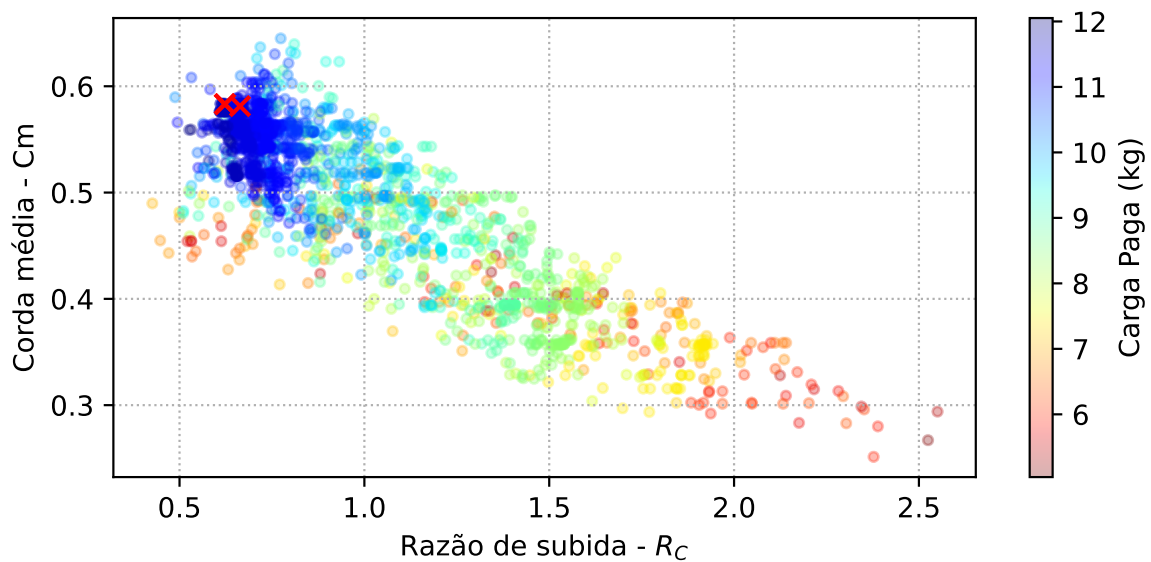
Figura 59 – Alongamento em função da razão de subida



Fonte: próprio autor

Analisando a Figura 60 percebe-se que os indivíduos que carregam mais carga estão localizados entre 0.5-0.6m. Sendo que pode-se ter indivíduos com alta carga paga com razão de subida maiores se a corda média for reduzida, esse comportamento se mantém como verdade até 0.5m de corda, depois não há como obter indivíduos melhores.

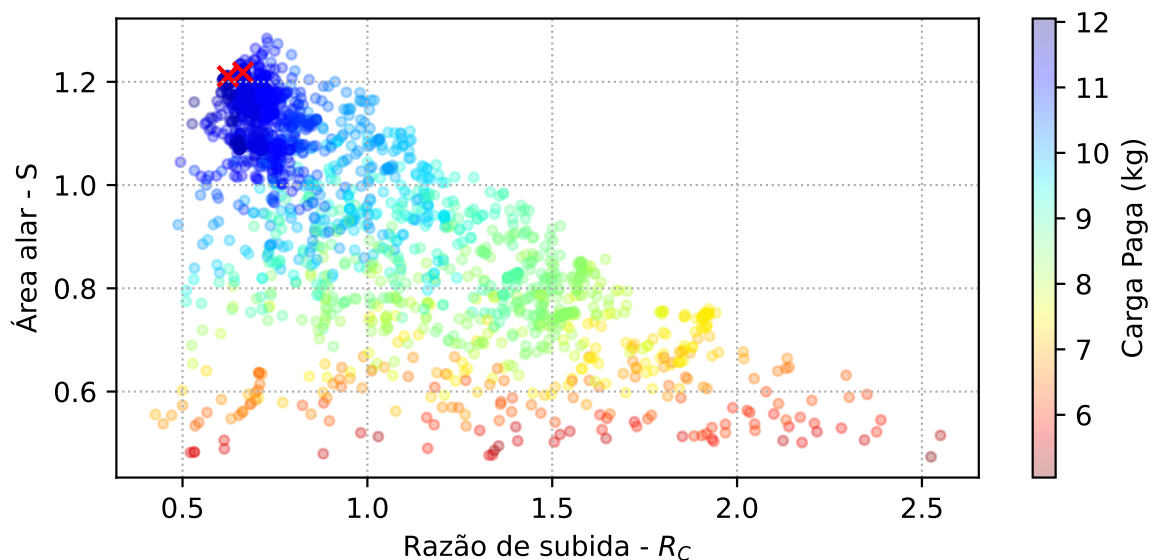
Figura 60 – Corda média aerodinâmica em função da razão de subida



Fonte: próprio autor

Analisando a Figura 61 percebe-se que os indivíduos que carregam mais carga estão localizados entre 1 e  $1.25m^2$  e não há indivíduos com boa capacidade de carga paga acima ou abaixo desse número, O que é interessante pois delimita melhor a área e busca para pesquisas mais aprofundadas da geometria da aeronave.

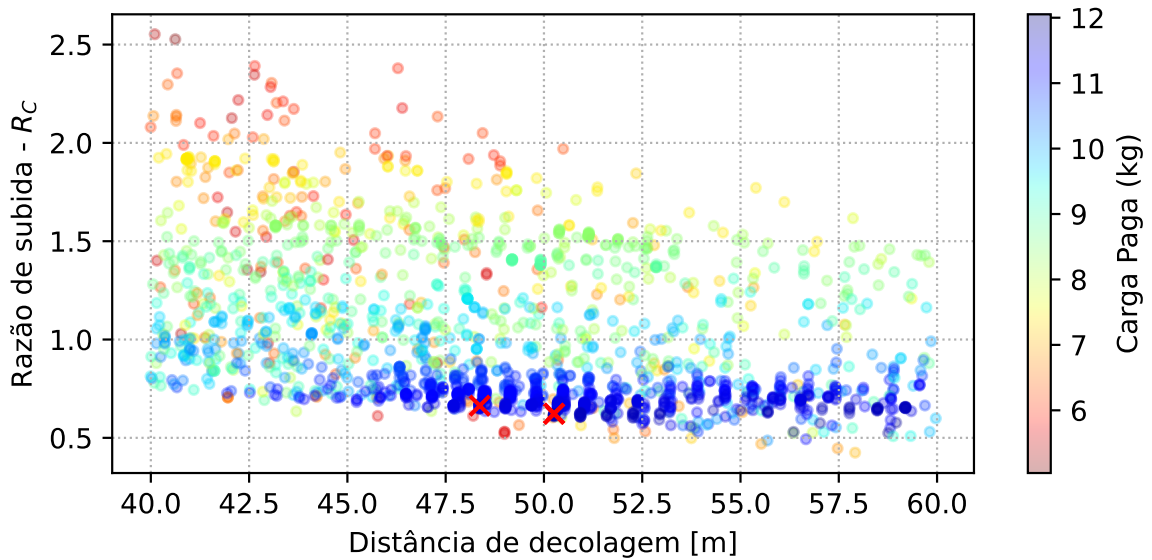
Figura 61 – Área alar em função da razão de subida



Fonte: próprio autor

Observando a Figura 62 percebe-se que entre as distancias de decolagem de 40m e 60m os indivíduos que mais tem capacidade de carregar carga paga são os que possuem razão de subida máxima inferiores a 1m/s e que o acréscimo de distância de pista não implica em um aumento de razão de subida.

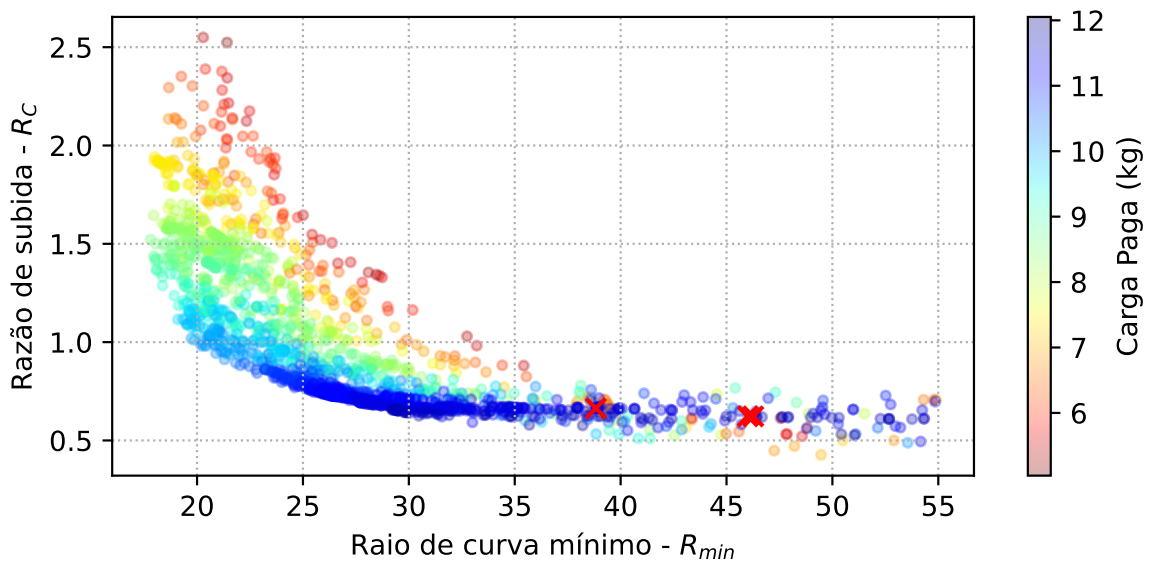
Figura 62 – Razão de subida em função da distância de decolagem



Fonte: próprio autor

Para Figura 63 nota-se que não é possível obter indivíduos com alta capacidade de carga paga e que tenha raios de curva mínimos baixos, inferiores a 25m. E que para obter alta razão de subida e raios de curva mínimos menores é necessário abrir mão de carga paga.

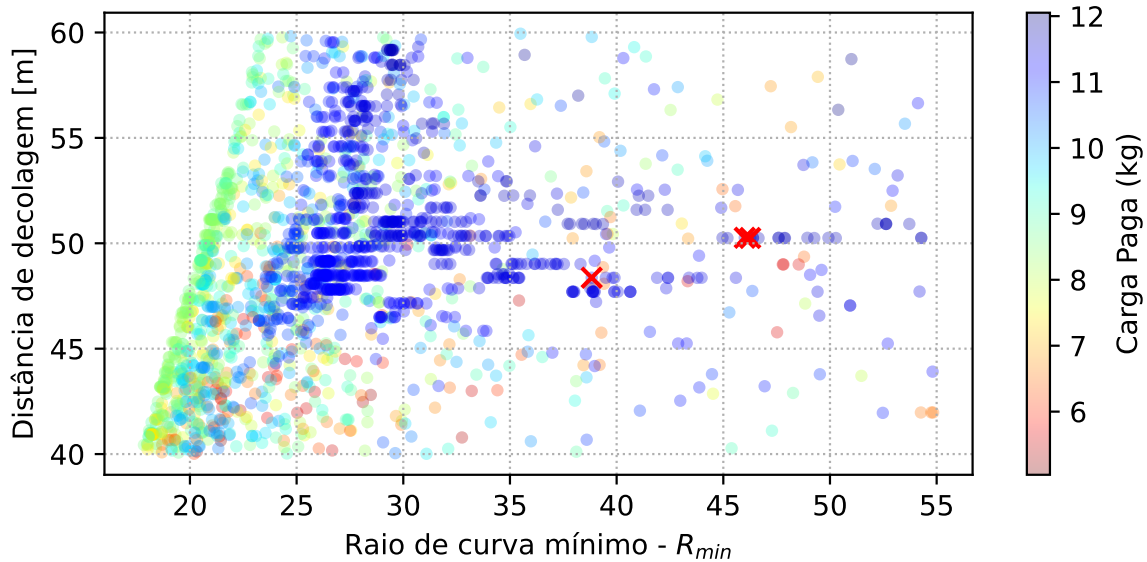
Figura 63 – Razão de subida em função do raio de curva mínimo



Fonte: próprio autor

Observando a Figura 63 percebe-se acima para a faixa de distância de decolagem estudada e acima de 45m não há uma relação de troca de performance entre distância de decolagem e o raio de curva mínimo.

Figura 64 – Raio de curva mínimo em função da distância de decolagem



Fonte: próprio autor

## 4.6 Análise e esboço dos aviões otimizados

Nessa seção será apresentado a geometria geral de alguns indivíduos esboçando uma planta 2D. Proporcionando uma visão inicial clara e objetiva das proporções e características básicas da aeronave. Permitindo uma avaliação rápida de aspectos como a distribuição de peso, a configuração das asas, a posição dos motores e a ergonomia geral.

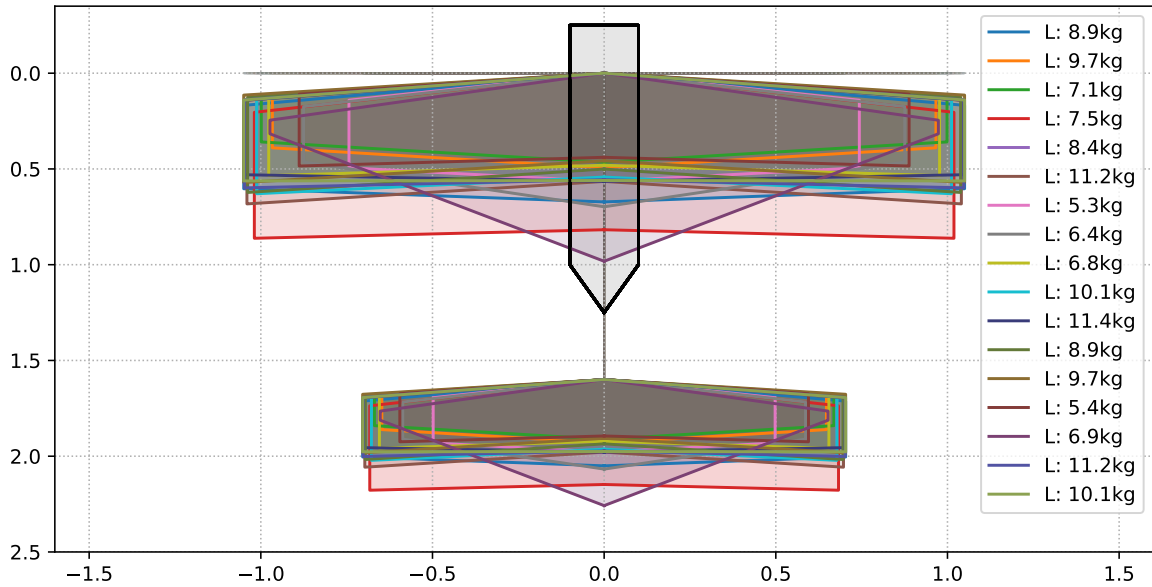
A Figura 65 apresenta o esboço das diversas geometrias analisadas pelo algoritmo. Algumas dessas geometrias, conforme discutido anteriormente, não são razoáveis, enquanto outras se aproximam da solução ideal. Conforme mencionado, uma das principais vantagens dos algoritmos MOGA é a sua capacidade de explorar amplamente o espaço de design, frequentemente proporcionando insights criativos que podem orientar inovações no desenvolvimento das aeronaves.

Para os esboços das aeronaves otimizadas os valores geométricos são apresentadas na Tabela 12.

Tabela 12 – Parâmetros geométricos críticos otimizados

Cr	Af	b	L	Cm	AR	Cp	S
0.581	0.978	2.099	11.670	0.575	3.650	0.569	1.207
0.581	0.978	2.092	11.380	0.575	3.638	0.569	1.203

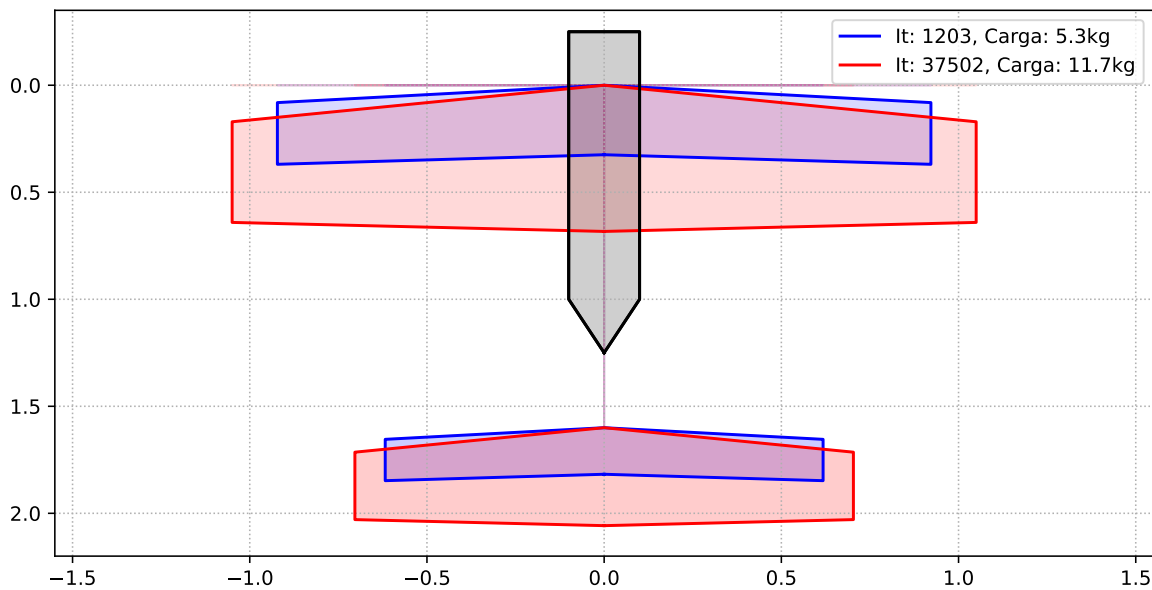
Figura 65 – Exemplo de várias configurações avaliadas



Fonte: próprio autor

A Figura 66 apresenta as configurações geométricas para uma comparação entre um dos piores indivíduos e um dos melhores indivíduos. Uma das características que mais chamam a atenção é a diferença de entre as áreas alares, Cordas na raiz e na ponta e a envergadura. Tais variáveis de design possuem uma capacidade elevadíssima de afetar o desempenho de uma aeronave como já foi mostrado na análise de sensibilidade do modelo.

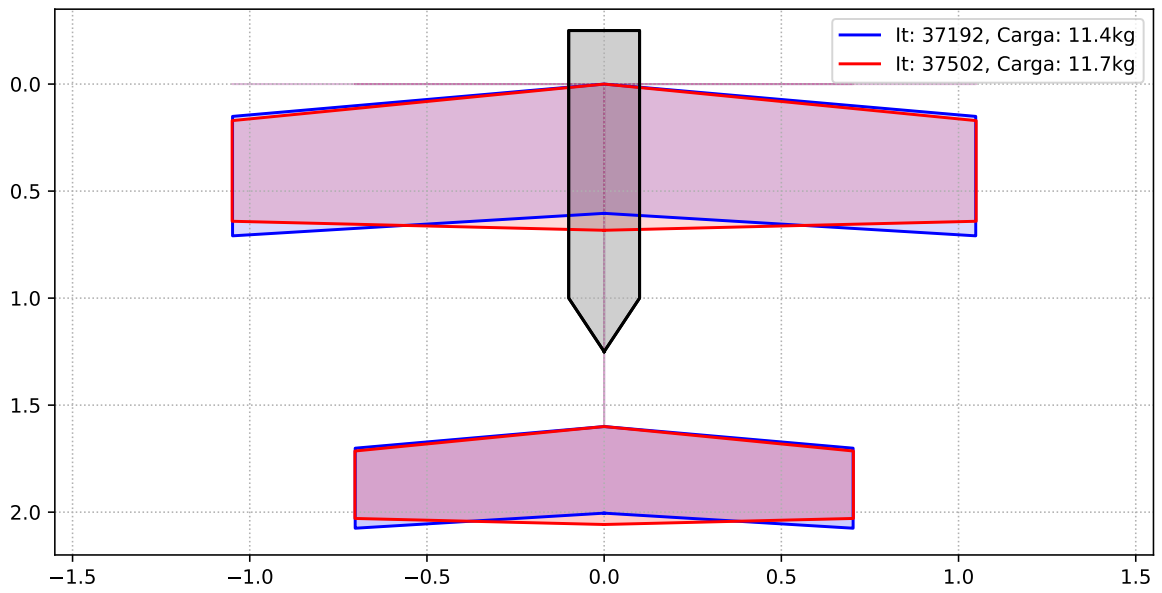
Figura 66 – Comparando melhor e pior indivíduo no obj\_fn\_1



Fonte: próprio autor

A Figura 67 apresenta as 3 configurações geométricas consideradas ótimas pelo AG.

Figura 67 – Comparando 3 melhores indivíduos



Fonte: próprio autor

A seguir, a Tabela 13, mostra uma análise de desempenho pontual entre os 2 configurações de aeronaves otimizadas pelo MOGA e uma aeronave não otimizadas utilizada em projetos anteriores pela equipe zebra de aerodesign no ano de 2021 para a condição de altitude-densidade de  $1212m$  e considerando MTOW..

Tabela 13 – Desempenho pontual das configurações

	Ótimo 1	Ótimo 2	Sem otimização
Parâmetros críticos			
S	1,218	1,211	0,843
b	2,097	2,099	1,860
Swet	10	10	10
C D0	0,080	0,081	0,116
CLn	1,080	1,080	1,080
CLmax	1,519	1,519	1,519
c	0,581	0,583	0,463
AR	3,607	3,600	4,017
Af	0,924	0,688	0,601
CLmax Alc	0,846	0,853	1,080
CLmax Aut	1,466	1,478	1,870
Eficmax	5,288	5,297	4,668
Informações de velocidades			
V stol	11,142	11,264	10,249
V decolagem	13,370	13,517	12,299
V aproximação	14,484	14,643	13,324
VstruturalMax	15,757	15,930	14,494
VpropMax	20,641	20,546	22,154
Vcruzeiro	18,577	18,491	19,939
Vmergulho	25,801	25,682	27,692
VmaxAlcance	14,928	15,031	12,157
VmaxAutonomia	11,343	11,421	9,238
Informações de Decolagem/subida			
Distancia decolagem(c/efeito solo)	53,140	55,694	23,205
Distancia decolagem(s/efeito solo)	53,659	56,214	23,179
CL distancia min decolagem	0,207	0,210	0,221
Razão max subida	0,786	0,736	2,704
Angulo razao max subida	2,992	2,800	10,866
Raio subida	88,073	90,019	74,527
Angulo max subida	3,425	3,212	12,338
Velocidade angulo max subida	18,350	18,499	14,145
CL Ang max subida	0,846	0,853	1,080
Informações de aproximação/pouso			
Distancia pouso(c/efeito solo)	112,497	114,944	86,894
Distancia pouso(s/efeito solo)	101,072	103,439	80,465
Angulo maxAlcance	10,708	10,691	12,091
Razao maxAlcance	2,750	2,764	2,518
Angulo min planeio	10,708	10,691	12,091
Velocidade Angulo min planeio	20,734	20,792	14,949
Raio descida	95,723	97,838	80,999
Flare altura	1,667	1,698	1,797
Flare distancia	17,786	18,150	16,967
Maxima Performance			
MTOW	131,008	130,767	107,300

## 5 Conclusão

Uma abordagem multidisciplinar é fundamental para o desenvolvimento de projetos aeronáuticos. A integração de diferentes disciplinas, como aerodinâmica, estruturas, propulsão, estabilidade e controle, aeroelasticidade e desempenho permitem uma melhora holística do projeto, resultando em melhorias significativas no desempenho, utilização de recursos e segurança do VANT.

Nesse contexto, algoritmos genéticos multiobjetivos (MOGA) são um conjunto ferramentas poderosas para a otimização em contextos multidisciplinares, como no desenvolvimento de aeronaves não tripuladas (VANTs). Ele pode contribuir significativamente para a otimização nesse contexto devido suas vantagens como: robustez ao lidar com múltiplos objetivos, elevada exploração do espaço de soluções e flexibilidade para problemas não lineares.

O trabalho mostrou a integração entre o software Dakota e Python para a otimização de um problema comum em projetos preliminares de aeronaves. Os resultados obtidos foram consistentes com as literaturas aeronáuticas clássicas e são flexíveis para ajuste para outros objetivos e outras restrições para que sejam atendidas propósito de diversas missões.

As configurações finais obtidas pelo MOGA (Multi-Objective Genetic Algorithm) expandiram todos os aspectos do envelope de voo e aumentaram de  $107N$  para  $131N$  o MTOW, cerca de 20% de aumento na carga útil do VANT em comparação com a configuração utilizada pela Equipe Zebra em anos anteriores sem processos de otimização, conforme analisado na seção 4.2. Além do valor final das soluções otimizadas, a análise detalhada do espaço de soluções disponíveis revelou uma compreensão mais ampla das possíveis configurações ótimas, permitindo uma exploração eficiente do trade-off entre diferentes objetivos de desempenho. Essa abordagem baseada em algoritmos genéticos proporcionou uma otimização robusta e multifacetada, abrangendo eficiência aerodinâmica, maximizando o desempenho geral do VANT.

Para projetos futuros, recomenda-se a integração do Dakota e Python com os softwares XFLR5 para análises detalhadas de perfis aerodinâmicos, asas e aeronaves, em conjunto com o JSBSim para simulação de dinâmica de voo. Esta integração elevaria a fidelidade do modelo em relação à realidade e permitiria ao MOGA operar com objetivos e restrições que envolvem dinâmicas de voo complexas. Isso implicaria em tempos maiores de simulação para que o MOGA possa convergir para valores razoáveis por isso é importante já ter realizado um estudo preliminar com a metodologia apresentada nesse trabalho que restringir o espaço de busca de soluções.

## Referências

- ADAMS B.M., B. W. D. K. E. M. E. J. E. M. H. R. H. P. H. K. J. J. K. M. M. K. M. J. R. E. R. A. S. D. S. J. S. L.; WINOKUR, J. *"Dakota, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.15 User's Manual*. Sandia Technical Report SAND2020-12495, 2021. Disponível em: <<https://dakota.sandia.gov/>>.
- ANDERSON, J. D. *Aircraft performance and design*. [S.l.]: WCB/McGraw-Hill Boston, MA, 1999. v. 1.
- CARDOSO; QUEIROS, J. de S.; SANTOS, W. A utilização de veículos aéreos não tripulados (vants) como ferramenta na conservação e no monitoramento ambiental da amazônia brasileira. *Anais dos Encontros Nacionais de Engenharia e Desenvolvimento Social-ISSN 2594-7060*, v. 15, n. 1, 2018.
- CHABOLE., A. <<https://github.com/Zebra-Aerodesign/ZebraLib>>. Accessed: 23/06/2024.
- DOHERTY, P.; RUDOL, P. A uav search and rescue scenario with human body detection and geolocalization. In: SPRINGER. *Australasian Joint Conference on Artificial Intelligence*. [S.l.], 2007. p. 1–13.
- FURTADO, V. H. et al. Aspectos de segurança na integração de veículos aéreos não tripulados (vant) no espaço aéreo brasileiro. In: SN. *Anais do VII Simposio de Transporte aereo-Sitraer7*. [S.l.], 2008. p. 506–517.
- GEN RUNWEI CHENG, L. L. M. *Network models and optimization: multiobjective genetic algorithm approach*. 1. ed. [S.l.]: Springer-Verlag London, 2008. v. 1. (Decision Engineering, v. 1).
- GIORDANI, L. *Clean Architectures in Python A practical approach to better software design*. 2. ed. [S.l.]: Leanpub book, 2022.
- GOLDBERG, D. E. *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*. 1. ed. [S.l.]: Addison-Wesley Professional, 1989.
- GUPTA, R. N. N. *Python for Engineers and Scientists: Concepts and Applications*. [S.l.: s.n.], 2022. ISBN 9781032111032; 1032111038.
- GÖTHERT, B. *Einfluss von Flächenbelastung, Flugelstreckung und Spanweitenbelastung auf die Flugleistungen*. 1. ed. [S.l.]: Luftfahrtforschung, 1939. v. 6.
- MATIAS, G. R. d. M.; GUZATTO, M. P.; SILVEIRA, P. G. Mapeamento topográfico cadastral por integração de imagens adquiridas com vant a técnicas tradicionais. 2014.
- Meteoblue. *Dados Climáticos de São José dos Campos, Brasil - Fevereiro de 2023*. 2023. <[https://www.meteoblue.com/pt/tempo/historyclimate/weatherarchive/s%C3%A3o-jos%C3%A9-dos-campos\\_brasil\\_3448636?fcstlength=1y&year=2023&month=2](https://www.meteoblue.com/pt/tempo/historyclimate/weatherarchive/s%C3%A3o-jos%C3%A9-dos-campos_brasil_3448636?fcstlength=1y&year=2023&month=2)>. [Online; accessed 28-February-2024].

- PERIAUX FELIPE GONZALEZ, D. S. C. L. J. *Evolutionary Optimization and Game Strategies for Advanced Multi-Disciplinary Design: Applications to Aeronautics and UAV Design*. [S.l.]: Springer, 2015.
- PRANDTL, L. *Über Tragflugel des Kleinsten Induzierten Widerstandes*. 1. ed. [S.l.]: Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1933.
- RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. [S.l.]: AIAA Education series, 1992.
- RAYMER, D. P. *Enhancing Aircraft Conceptual Design Using Multidisciplinary Optimization*. [S.l.: s.n.], 2002.
- RODRIGUES, L. E. M. J. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Volume Único*. [S.l.]: www.engbrasil.eng.br, 2014.
- ROSKAM, J. *Airplane Design PARTS 1-8*. [S.l.]: DARcorporation, 1985.
- SADRAEY, M. H. *Aircraft design: A systems engineering approach*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2012.
- SADRAEY, M. H. *Aircraft Performance: An Engineering Approach*. [S.l.]: CRC Press, 2016.
- TORENBEEK, E. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2013.
- XMOBOTS. <<https://xmrobots.com.br/nauru500c-isr/>>. Accessed: 15/06/2024.