



INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO PIAUÍ
CAMPUS TERESINA CENTRAL
CURSO BACHARELADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

JOÃO MARCOS BATISTA RIBEIRO

DESENVOLVIMENTO DE UM ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO
MULTIDISCIPLINAR BASEADO EM ALGORITMO GENÉTICO PARA UMA
AERONAVE DO PROJETO SAE AERODESIGN

TERESINA

2023

JOÃO MARCOS BATISTA RIBEIRO

DESENVOLVIMENTO DE UM ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR
BASEADO EM ALGORITMO GENÉTICO PARA UMA AERONAVE DO PROJETO SAE
AERODESIGN

Trabalho de Conclusão de Curso (monografia)
apresentado como exigência parcial para
obtenção do diploma do Curso de Bacharelado
em Engenharia Mecânica do Instituto Federal
de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí,
Campus Teresina Central.

Orientador: Prof. Me. Janiel Fonteneles Silva.

TERESINA

2023

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP) de acordo com ISBD

Ribeiro, João Marcos Batista

R484d Desenvolvimento de um algoritmo de otimização multidisciplinar baseado em algoritmo genético para uma aeronave do projeto / João Marcos Batista Ribeiro. - 2023.
99 f.: il. color.

Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Mecânica)
- Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí, Campus Teresina Central, 2023.

Orientador : Prof Me. Janiel Fonteneles Silva.

1. SAE Brasil AeroDesign. 2. Algoritmo Genético. 3. Dimensionamento de Aeronave. 4. Otimização multidisciplinar. I.Título.

CDD - 620

Elaborado por Maria Rosismar Farias CRB 3/631

JOÃO MARCOS BATISTA RIBEIRO

DESENVOLVIMENTO DE UM ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR
BASEADO EM ALGORITMO GENÉTICO PARA UMA AERONAVE DO PROJETO SAE
AERODESIGN

Trabalho de Conclusão de Curso (monografia)
apresentado como exigência parcial para
obtenção do diploma do Curso de Bacharelado
em Engenharia Mecânica do Instituto Federal
de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí,
Campus Teresina Central.

Aprovado (a) em: ____/____/____.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Me. Janiel Fonteneles Silva (Orientador)
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí (IFPI)

Prof. Me. Anderson Felipe Chaves Fortes
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí (IFPI)

Prof. Me. Guilherme Alceu Costa Borges
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí (IFPI)

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por me permitir chegar até aqui, sem Ele nada disso seria possível.

Agradeço a toda minha família. Em especial a minha mãe, dona Aguida, por todo o incentivo e acreditar em mim até mesmo quando eu não acreditava.

Ao amor da minha vida, Ana Alice, por estar presente em todas as fases dessa minha jornada.

Aos meus amigos, em especial ao Icaro, por suportar e compartilhar todas as dores e conquistas durante a graduação.

RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento de um algoritmo genético para a otimização multidisciplinar do projeto de uma aeronave de asa fixa para a competição SAE Aerodesign. O algoritmo busca maximizar a carga útil da aeronave, considerando as restrições geométricas, aerodinâmicas e de desempenho impostas pelo regulamento da competição. O algoritmo utiliza dados de perfis aerodinâmicos, características do grupo moto-propulsor e equações de desempenho para gerar e avaliar as configurações candidatas. O processo de otimização envolve as etapas de geração da população inicial, avaliação dos candidatos, ranking e seleção, cruzamento e mutação. O resultado final é uma configuração otimizada que atende aos requisitos da competição e apresenta um alto valor de carga útil. O algoritmo foi validado por meio de uma ferramenta de desempenho da equipe e mostrou-se eficiente e robusto para a otimização do projeto.

Palavras-chave: SAE Brasil AeroDesign. Algoritmo Genético. Dimensionamento de Aeronave. Otimização multidisciplinar.

ABSTRACT

This work presents the development of a genetic algorithm for the multidisciplinary optimization of the design of a fixed-wing aircraft for the SAE Aerodesign competition. The algorithm aims to maximize the payload of the aircraft, considering the geometric, aerodynamic and performance constraints imposed by the competition rules. The algorithm uses data from aerodynamic profiles, characteristics of the motor-propeller group and performance equations to generate and evaluate the candidate configurations. The optimization process involves the steps of generating the initial population, evaluating the candidates, ranking and selection, crossover and mutation. The final result is an optimized configuration that meets the requirements of the competition and presents a high value of payload. The algorithm was validated by means of a performance tool of the team and proved to be efficient and robust for the design optimization.

Keywords: SAE Brasil Aerodesign. Genetic Algorithm. Aircraft Sizing. Multidisciplinary optimization.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Etapas de desenvolvimento de um produto tradicional	13
Figura 2 – Fluxograma de um projeto aeronáutico	13
Figura 3 – Forças aerodinâmicas sob superfícies	17
Figura 4 – Nomenclatura do perfil	19
Figura 5 – Asa finita	20
Figura 6 – Asa infinita	20
Figura 7 – Forças atuantes na aeronave	22
Figura 8 – Curva $C_m \times \alpha$	23
Figura 9 – Condição para estabilidade direcional estática	26
Figura 10 – Fator de arrasto induzido	28
Figura 11 – Momento de inércia	30
Figura 12 – Forças atuantes na corrida de decolagem	31
Figura 13 – Forças atuantes no trem de pouso	32
Figura 14 – Fluxograma básico de um algoritmo genético	33
Figura 15 – Processo de seleção por torneio	34
Figura 16 – Processo de seleção por roleta	34
Figura 17 – Processo de cruzamento de cromossomos por crossover	35
Figura 18 – Processo de cruzamento de cromossomos por crossover de um e dois pontos de corte	36
Figura 19 – Processo de mutação de cromossomos	37
Figura 20 – Pré processamento do estudo CFD	39
Figura 21 – Coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque para os três perfis	41
Figura 22 – Coeficiente de arrasto em relação ao ângulo de ataque para os três perfis . .	41
Figura 23 – Coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque para os três perfis .	42
Figura 24 – Interpolação da performance data para escolha das trações disponíveis . . .	43
Figura 25 – Algoritmo genético para otimização do projeto	44
Figura 26 – Geração da população inicial	45
Figura 27 – Geração da matriz de variáveis	46
Figura 28 – Corrida de decolagem	47
Figura 29 – Seleção de indivíduos	48
Figura 30 – Cruzamento de indivíduos	49

Figura 31 – Mutação de indivíduos	50
Figura 32 – Configuração final da otimização	51
Figura 33 – Tração disponível e requerida do motor	52
Figura 34 – Potência disponível e requerida do motor	53
Figura 35 – Estimativa da corrida de decolagem em relação à carga	54
Figura 36 – Estimativa da corrida de pouso em relação à carga	54
Figura 37 – Configuração inicial da aeronave	55

LISTA DE SIGLAS

FEM	Método dos Elementos Finitos
FVM	Método dos Volumes Finitos
MDO	Otimização Multidisciplinar em Projetos

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	OBJETIVOS	15
1.1.1	Objetivo geral	15
1.1.2	Objetivos específicos	16
1.2	JUSTIFICATIVA	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	Aerodinâmica	17
2.1.1	Perfis e Asas Finitas	19
2.1.1.1	Características Aerodinâmicas	21
2.2	Estabilidade	22
2.2.1	Estabilidade Estática Longitudinal	23
2.2.2	Estabilidade Estática Direcional	26
2.3	Desempenho	27
2.3.1	Polar de Arrasto	27
2.3.2	Corrida de Decolagem	29
2.4	Projeto estrutural	30
2.4.1	Forças Atuantes na Decolagem	30
2.4.2	Forças Atuantes no Trem de Pouso	32
2.5	Algoritmo genético	32
2.5.1	Seleção	33
2.5.1.1	Torneio	33
2.5.1.2	Roleta	34
2.5.1.3	Elitismo	35
2.5.2	Crossover	35
2.5.3	Mutação	36
3	METODOLOGIA	38
3.1	Análise dos perfis aerodinâmicos	38
3.1.1	Pré processamento	38
3.1.1.1	Modelos de turbulência	39
3.1.2	Pós processamento	41
3.2	Escolha do grupo moto-propulsor	42

3.3	Desenvolvimento do algoritmo	43
3.3.1	Geração da população inicial	45
3.3.2	Avaliação dos candidatos	46
3.3.3	Ranking e Seleção	47
3.3.4	Cruzamento e Mutação	48
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	51
5	CONCLUSÃO	56
6	TRABALHOS FUTUROS	58
	REFERÊNCIAS	59
	APÊNDICE A – FUNCTION PARA OS VALORES CONSTANTES	
	DO CÓDIGO	61
	APÊNDICE B – FUNCTION PARA IMPORTAÇÃO DAS ANÁLISES	
	DE PERFIS	65
	APÊNDICE C – FUNCTION PARA MAPEAMENTO	67
	APÊNDICE D – FUNCTION PARA EFEITO DE ALTITUDE	70
	APÊNDICE E – CÓDIGO DE DESENVOLVIMENTO DA AERONAVE	71

1 INTRODUÇÃO

A engenharia mecânica, como campo de estudo e prática, tem sido uma fonte inesgotável de progresso e avanços tecnológicos em diversas áreas e, no ramo da aeronáutica, não seria diferente. Neste contexto, a competição SAE BRASIL Aerodesign assume um papel de destaque ao oferecer uma oportunidade ímpar para estudantes de engenharia experimentarem o ambiente de desenvolvimento de projetos aeronáuticos, estimulando a criatividade, a cooperação e o aprimoramento técnico.

O programa foi adicionado ao calendário de eventos estudantis da SAE BRASIL no ano de 1999 e consiste em um desafio voltado para estudantes da graduação e pós-graduação das áreas de engenharias, física e ciências aeronáuticas, cujo objetivo é propiciar o intercâmbio de técnicas e conhecimentos ligados à engenharia aeronáutica.

Ao longo dos anos, o evento tem evoluído, desafiando as equipes participantes a enfrentarem diferentes tipos de missões e restrições técnicas, abrangendo aspectos teóricos, práticos e competitivos. A competição é dividida em três categorias, a saber: "Regular", voltada para a aplicação de conhecimentos aerodinâmicos, estruturais e de propulsão em aeronaves mais convencionais; "Advanced", destinado a projetos mais ousados e inovadores; e "Micro", que estimula a concepção de aeronaves de menor porte, porém não menos desafiador. Os desafios enfrentados pelas equipes são os mais variados, como exemplo, exemplificados a seguir:

- Otimização multidisciplinar de projeto;
- Redução de peso estrutural;
- Introdução de equipamentos voltados à instrumentação em voo;
- Ensaios em voo dos protótipos.

O desenvolvimento de projetos mecânicos, em especial o de aeronaves, possui bastante complexidade e demanda que haja interdisciplinaridade entre os objetos de interesse a fim de proporcionar uma base sólida para as decisões do projetista. O projeto aeronáutico, de acordo com Kundu, Price e Riordan (2019), é dividido em quatro etapas bem definidas, a saber:

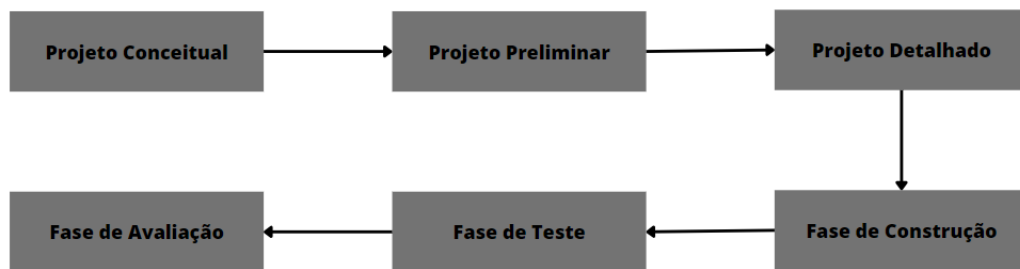
- Projeto Conceitual: Fase na qual são definidos os principais requisitos de desempenho e limitações do projeto da aeronave. A partir de um estudo paramétrico com demais aeronaves já desenvolvidas que possuem os mesmos objetivos, determina-se então a carga

paga, configuração inicial das asas e empenagens em relação à fuselagem entre outros aspectos de desempenho do avião, gerando a partir disso, um primeiro layout;

- **Projeto Preliminar:** Dentro dessa fase, espera-se que sejam feitas pequenas alterações em cima do primeiro layout. São desenvolvidas análises aerodinâmicas, estruturais e de controle para a aeronave, ao fim da etapa, obtém-se a configuração final e uma estimativa de massa do avião. Se nesse fase houver a necessidade de mudanças severas, então a fase conceitual falhou e é necessário reiniciar o projeto;
- **Projeto Detalhado:** Essa fase é destinada ao detalhamento do projeto, onde serão apresentados o dimensionamento e projeto das peças, o layout final da aeronave, desenho de peças e montagem bem como o planejamento de processos de fabricação.
- **Certificação:** Nessa etapa o avião já está montado, serão realizados testes em solo com os sistemas embarcados e demais testes de resistência estrutural, para garantir o bom funcionamento nos testes em voo. Essa fase final determina a aeronavegabilidade do projeto, tornando-o capaz de desempenhar sua função.

Iniciando o projeto sob a perspectiva de desenvolvimento de um produto de engenharia, ROSA (2006) apresenta um fluxograma esquemático figura [1]. Onde, de acordo com o autor, a engenharia de projeto tradicional adota uma divisão entre as diferentes etapas de desenvolvimento, onde uma é iniciada após o término da outra. Esse tipo de filosofia de projeto acarreta uma série de problemas para o desenvolvimento do produto, como maiores prazos e custos. Uma vez que cada nova etapa iniciada possui um custo aproximadamente dez vezes maior que o da etapa anterior, se um problema ocorrer em uma etapa muito avançada, o risco do projeto ser totalmente refeito é inerente.

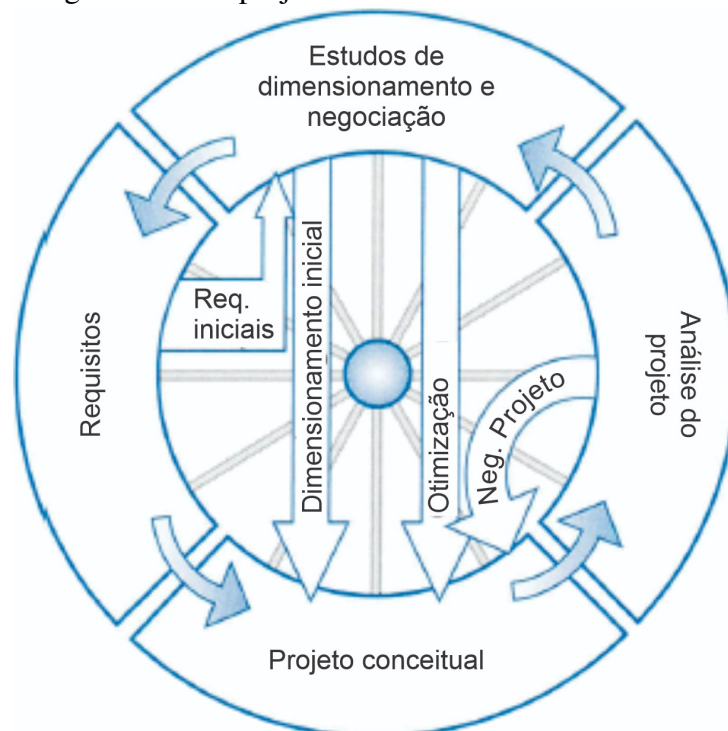
Figura 1 – Etapas de desenvolvimento de um produto tradicional



fonte: Adaptado (ROSA, 2006)

Visando o aprimoramento dessa metodologia e destacando a fase conceitual, sob uma perspectiva de minimizar erros, Raymer (2018) descreve que o projeto de concepção de aeronaves deve passar por um processo iterativo, de modo que os primeiros parâmetros devam ser otimizados, isto é, analisados a partir dos requisitos da missão e melhorados e analisados novamente até a obtenção de parâmetros dentro de uma faixa aceitável.

Figura 2 – Fluxograma de um projeto aeronáutico



fonte: Adaptado de (RAYMER, 2018)

Com o avanço computacional das últimas décadas, alguns métodos numéricos puderam

ser implementados e melhor aproveitados pela indústria aeronáutica. Ferramentas que se utilizam de modelos matemáticos para prever análises estruturais de resistência e fadiga com métodos dos elementos finitos (FEM) além de diversas análises fluidodinâmicas e térmicas com os métodos dos volumes finitos (FVM). Para Torenbeek (2013), a otimização multidisciplinar em projetos (MDO) deve ser a nova metodologia para a concepção de aeronaves, visto que ela possibilita integrar restrições de projeto com questões aerodinâmicas e estruturais.

De acordo com Júnior (2011), a utilização de MDO permite a análise de parâmetros que normalmente não estão relacionados de forma direta, por exemplo, o formato aerodinâmico com a resistência estrutural. Por ser um conceito bem amplo, o MDO pode ser aplicado em qualquer etapa de um projeto, contanto que o modelo matemático seja ajustado para cada situação específica, o que será discutido nos próximos tópicos.

Xiong *et al.* (2005) apresentaram uma aplicação interessante de MDO, utilizando o sistema de otimização multidisciplinar FIPER para o projeto da estrutura de um combustor de motor à jato para aeronaves da General Electric. Eles abordaram requisitos de projeto que envolviam áreas como termodinâmica, fadiga e dinâmica estrutural, alcançando uma estrutura otimizada, de modo que todos os requisitos de cada uma das áreas citadas fossem atendidos.

Souza *et al.* (2013) apresenta um estudo de otimização da configuração da aeronave TKV2012, levando em consideração diversos aspectos, como alcance, restrições da Competição SAE BRASIL AeroDesign 2012 e coeficientes aerodinâmicos. A estimativa desses coeficientes foi realizada usando a aproximação linear da teoria de Multhopp. O Design de Experimentos (DOE) foi integrado a um algoritmo genético para a otimização, considerando variáveis de entrada e requisitos como relatório do projeto, apresentação oral, peso máximo carregado e eficiência estrutural. O objetivo principal era maximizar a pontuação total, e os resultados permitiram identificar parâmetros dimensionais da aeronave e fatores-chave que influenciam essa pontuação, contribuindo para a definição da configuração da aeronave de 2012.

Ávila (2019) utiliza um MDO baseado em algoritmo genético para o desenvolvimento de uma aeronave para a competição SAE. A utilização ocorreu na fase de projeto conceitual e durante o processo de otimização, foi possível desenvolver diversas configurações de aeronaves em um curto período de tempo. Foram estipulados parâmetros iniciais para o projeto, procurando otimizar a carga paga da aeronave (mtow), relacionando-o com o tamanho das asas e por consequência ao cálculo das empenagens. Ao final, a aeronave conseguiu estar entre as 15 melhores equipes da competição e possuir desempenho suficiente para um mtow de 10,4 kg.

Bortolon (2019) desenvolve também um MDO baseado em algoritmo genético cuja

função de forma é do tipo aerodinâmico para a aeronave. O algoritmo foi utilizado durante o projeto conceitual e seu objetivo era maximizar a pontuação na competição SAE através do máximo mtow, foram analisados os parâmetros de estabilidade, desempenho e aerodinâmica e como se relacionavam com a configuração da aeronave. Ao final do trabalho, comparou-se os resultados com as antigas configurações da equipe e obteve-se um valor 20% superior ao ano anterior.

Kunz *et al.* (2019) desenvolve um MDO baseado na técnica de regressão de Kriging para a fase conceitual do projeto. A escolha pelo método foi baseada no baixo custo computacional e seu objetivo foi otimizar o mtow. Buscando seu máximo, o autor tentou relacionar a função de decolagem com parâmetros aerodinâmicos e de estabilidade com as restrições impostas. O resultado mostrou-se satisfatório e fora comparado às configurações retornadas de um algoritmo genético, mostrando-se superior para aquela configuração.

Garcia *et al.* (2020) utiliza de MDO pelo método estocástico Particle Swarm Optimization, por meio do software SUAVE, com justificativa de baixo custo computacional. A otimização ocorreu durante a fase conceitual do projeto e teve como objetivo a maximização aerodinâmica e melhor alcance para a aeronave. O resultado mostrou um ganho de 4,6% no alcance em voo de cruzeiro, se comparado às demais aeronaves projetadas.

(MATOS; PESSOA; MELO,) propõe um algoritmo para a seleção de modelos de asas em competições de aerodesign. Anteriormente, a escolha se limitava a um único modelo devido a restrições de tempo e experiência. O algoritmo automatizado analisa diversos modelos de asas e combina suas características, visando encontrar o mais adequado às especificações do regulamento da competição SAE BRASIL. Além disso, o algoritmo produz resultados promissores que impulsionam o desenvolvimento das asas da aeronave. Testes adicionais com diferentes métodos de otimização estão planejados para aprimorar o processo. A performance do algoritmo gera dados mais precisos para a criação digital das asas, oferecendo uma ampla gama de modelos próximos ao ideal para atender aos requisitos desejados.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo geral

Esse trabalho tem por objetivo desenvolver um algoritmo de otimização multidisciplinar que opere na fase conceitual de projeto de uma aeronave com as seguintes características: monoplano cargueira, com asa mista, grupo moto-propulsor e perfis aerodinâmicos previamente

definidos. Assim buscaremos maximizar o mtow em função da corrida de decolagem, de modo a alcançar melhores resultados dentro da competição SAE BRASIL AeroDesign.

1.1.2 Objetivos específicos

- Determinar parâmetros de otimização;
- Determinar a influência de cada uma das variáveis do projeto nas características requeridas para a competição;
- Desenvolver o algoritmo com suas rotinas numéricas em Matlab, de modo que este alcance os resultados esperados.

1.2 JUSTIFICATIVA

A equipe Sol do Equador, do Instituto Federal do Piauí, costuma competir entre as categorias Micro e Regular e enfrenta o desafio de testar um maior número de configurações para a aeronave e compará-las para obter um modelo otimizado, dentro do tempo reduzido que é determinado para a concepção do projeto. A abordagem clássica utilizada pela equipe, que consiste em aplicar métodos analíticos e empíricos, inviabiliza a realização de tais testes, pois demanda um tempo médio de uma semana para cada configuração. Nesse contexto, surge a necessidade de buscar uma abordagem alternativa que possa reduzir esse tempo bem como maximizar o número de configurações testadas na fase conceitual do projeto, e assim, melhorar a obtenção de um modelo otimizado.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

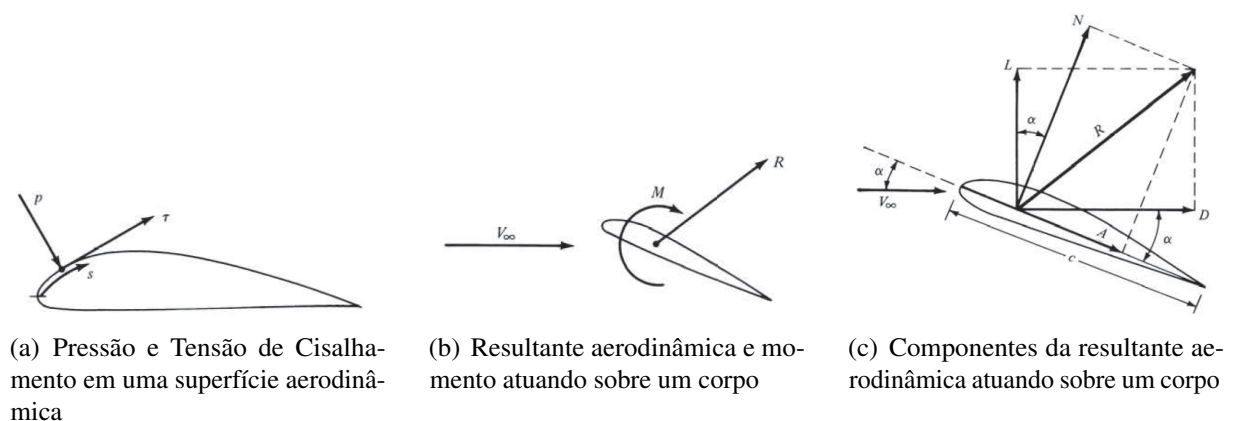
O trabalho apresentado irá abordar cinco áreas dentro do projeto aeronáutico, são elas: aerodinâmica, desempenho, projeto estrutural, além de estabilidade. Para que seja possível modelar matematicamente e aplicar um algoritmo de otimização com suas variáveis e relações, é necessário um conhecimento teórico prévio sobre essas disciplinas. Esse capítulo é destinado a esse conhecimento.

2.1 Aerodinâmica

Os princípios aerodinâmicos estão presentes em quaisquer geometrias, por mais simples ou complexas que estas sejam. Em um perfil aerodinâmico, sua definição será apresentada em tópico a frente, forças e momentos podem ser descritos pela interação entre pressão P , e tensão cisalhante τ , distribuídas através da superfície da geometria. Como representado na figura 4(a), P atua na direção normal ao longo da superfície s enquanto que τ age de forma tangencial.

Analisando esses efeitos na forma integral sobre a superfície s , a resultante de força aerodinâmica R , e momento M , para o corpo é descrita na figura 3(b). A figura 3(c) demonstra a decomposição do vetor de força resultante em dois sistemas.

Figura 3 – Forças aerodinâmicas sob superfícies



Fonte: (ANDERSON, 2016)

De acordo com Anderson (2016), V_∞ é a velocidade de corrente livre, L é a sigla em inglês para sustentação (lift) e é definida como a componente perpendicular de V_∞ e D é a sigla para o arrasto (drag) e é definido pela componente paralela de V_∞ . O segundo conjunto de componentes é definido através da corda aerodinâmica c , definida pela distância linear entre os bordos de ataque e fuga do corpo. Em relação à R , a força normal e axial, N e A , respectivamente,

são definidas como as componentes perpendiculares e paralelas a c .

O ângulo de ataque α é definido como o ângulo formado entre V_∞ e c , e através de relações geométricas, também pode ser expresso através das componentes L e N , bem como D e A . Assim, podemos relacionar os conjuntos de componentes por:

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (2.1)$$

$$D = N \sin(\alpha) + A \cos(\alpha) \quad (2.2)$$

A partir das forças resultantes, Anderson (2016) descreve os coeficientes aerodinâmicos para asas e perfis,

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.3)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.4)$$

$$C_N = \frac{N}{q_\infty S} \quad (2.5)$$

$$C_A = \frac{A}{q_\infty S} \quad (2.6)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c} \quad (2.7)$$

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.8)$$

onde:

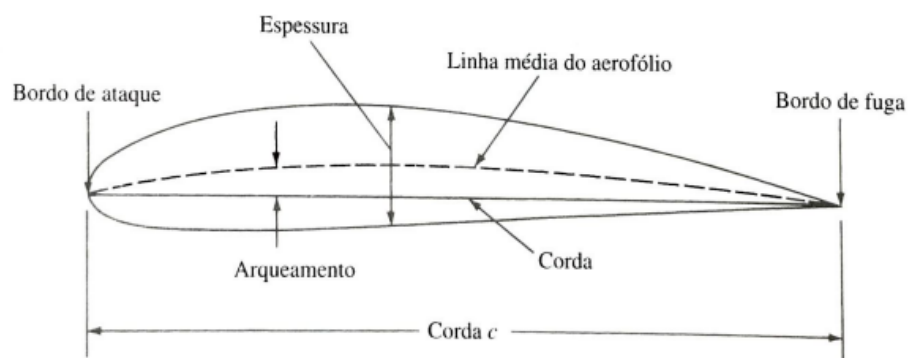
- C_L é o coeficiente de sustentação;

- C_D é o coeficiente de arrasto;
- C_N é o coeficiente da força Normal;
- C_A é o coeficiente da força Axial;
- C_M é o coeficiente de momento;
- q_∞ é a pressão dinâmica;
- S é a área da asa;
- c é a corda do perfil;
- ρ é a densidade do fluido.

2.1.1 Perfis e Asas Finitas

Um perfil aerodinâmico é um formato de superfície projetado para reduzir o arrasto e aumentar a eficiência aerodinâmica de um objeto em movimento submetido a um escoamento externo de um fluido, como uma aeronave, um carro ou uma estrutura de construção (CENGEL; CIMBALA, 2015). Esses perfis são projetados a fim de que a interação entre o fluido e a superfície do sólido possa gerar uma força aerodinâmica que seja perpendicular à velocidade de escoamento livre do fluido, como a sustentação em uma asa de avião (JR, 2015).

Figura 4 – Nomenclatura do perfil

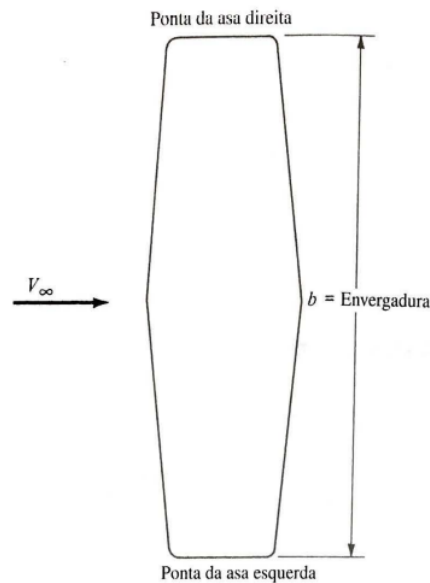


Fonte: (JR, 2015)

As asas finitas, figura 5, são geometrias que possuem uma distância delimitada entre as pontas, incluindo a fuselagem da aeronave, denominada envergadura b , e uma ponta afilada em vez de uma forma retangular. As asas finitas são usadas em aeronaves reais e têm uma série

de benefícios aerodinâmicos, dos quais podem ser destacados a redução de arrasto nas pontas, melhorando a eficiência aerodinâmica da asa como um todo.

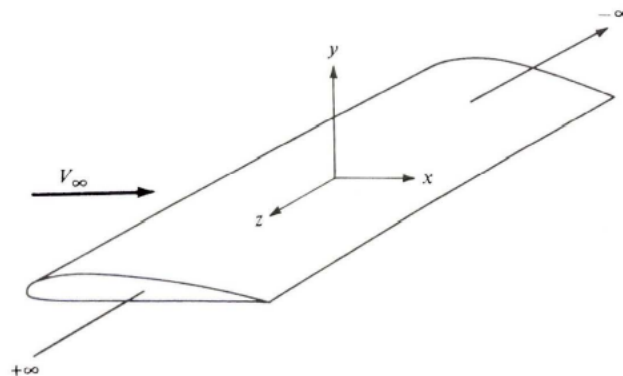
Figura 5 – Asa finita



Fonte: (JR, 2015)

Para análises que buscam mensurar coeficientes aerodinâmicos iniciais, a literatura trata um perfil aerodinâmico como uma asa infinita, essa estratégia permite analisar o escoamento apenas em duas direções, desprezando assim, os efeitos de ponta de asa e gerando curvas de sustentação, arrasto e momento com mais rapidez e auxiliando para a escolha final do perfil para asa finita (JR, 2015).

Figura 6 – Asa infinita



Fonte: (JR, 2015)

Tal característica determina, logicamente, que o fluxo bidirecional de uma asa infinita seja diferente de um fluxo tridimensional. Sendo assim, os coeficientes de sustentação, arrasto e

momento para uma asa finita serão diferentes para um mesmo ângulo de ataque α (JR, 2015). Para distinguir, de agora em diante, os parâmetros aerodinâmicos de uma asa finita para um perfil, será utilizado C_L , C_D e C_M para uma asa finita e c_l , c_d e c_m para uma asa infinita.

2.1.1.1 Características Aerodinâmicas

Tanto um perfil aerodinâmico ideal quanto asas finitas compartilham de diversas características aerodinâmicas. Ambos são projetados para propiciar o surgimento de uma força aerodinâmica em detrimento da força de arrasto. De acordo com Bortolon (2019), um perfil depende de seis variáveis, sendo elas:

- velocidade em relação ao ar;
- velocidade do som no ar (número de Mach);
- ângulo de ataque;
- densidade do ar;
- viscosidade do ar.

Além disso, Roskam e Lan (1997) simplifica tais características e demonstra que os coeficientes de sustentação, arrasto e momento são funções com variáveis que dependem do número de Mach, número de Reynolds e ângulo de ataque.

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{V_a} \quad (2.9)$$

$$Re = \frac{\rho V_\infty c}{\mu} \quad (2.10)$$

Asas finitas partilham dessas mesmas variáveis, com a adição de duas outras características, alongamento AR e afilamento λ

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.11)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.12)$$

onde:

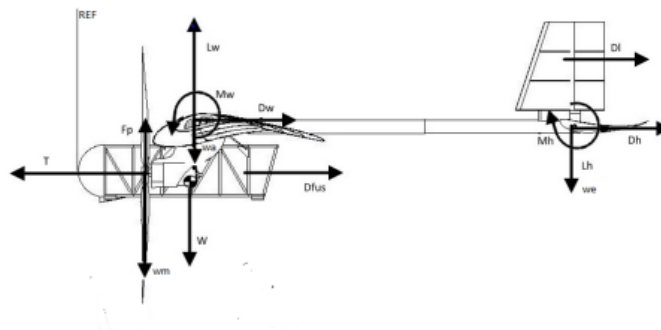
- M_∞ é o número de Mach;
- V_a é a velocidade do som;
- Re é o número de Reynolds;
- μ é a viscosidade dinâmica;
- c_t é a corda na ponta da asa;
- c_r é a corda na raiz da asa.

2.2 Estabilidade

A estabilidade estática é uma propriedade importante de aeronaves, que se refere à capacidade de retornar a um estado de equilíbrio após sofrer uma perturbação. Uma aeronave é considerada estaticamente estável se, quando um dos lados da aeronave é elevado ou abaixado, ela tende a retornar à sua posição original sem a necessidade de intervenção do piloto.

Para o estudo de estabilidade, é de suma importância a determinação do centro de gravidade da aeronave. A figura 7 demonstram as principais forças atuantes na aeronave e a equação a seguir determina sua posição, relacionando os momentos gerados em cada componente do avião (CORREA, 2019).

Figura 7 – Forças atuantes na aeronave



Fonte: (CORREA, 2019)

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum Wd}{\sum W} \quad (2.13)$$

Além disso, é necessário entender a relação entre o centro aerodinâmico (CA) e o centro de gravidade (CG) da aeronave. O CA, é onde os momentos não variam com os ângulos de ataque. Para aeronaves do tipo aerodesign, recomenda-se que o CA encontre-se próximo à 1/4 da corda aerodômica. O momento em torno do CG é influenciado tanto pelos momentos causados pelo CA quanto pelos demais componentes do avião que geram forças aerodinâmicas (CORREA, 2019).

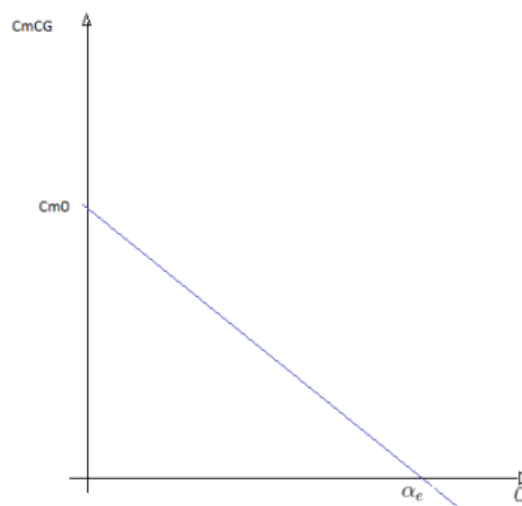
O momento resultante ao redor do CG é dado pela somatória das forças pelas distâncias, entretanto, é comum se utilizar do coeficiente de momento ao redor do CG, como mostrado na equação (2.7). Para o caso onde o momento ao redor do centro de gravidade é igual a zero, é descrito que a aeronave está em equilíbrio estático ou trimagem.

2.2.1 Estabilidade Estática Longitudinal

Para a estabilidade estática longitudinal, espera-se que a aeronave possua um comportamento linear decrescente para a variação do coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque. Isso porque, para uma condição de perturbação em voo, a tendência do avião será de retornar à posição de equilíbrio. Assim, a condição necessária para a estabilidade estática longitudinal é que o coeficiente angular da reta seja dado por:

$$\frac{dC_{M_{CG}}}{d\alpha} < 0 \quad (2.14)$$

Figura 8 – Curva $C_m \times \alpha$



Fonte: (CORREA, 2019)

Rodrigues (2014) cita fatores contribuem para a estabilidade estática longitudinal. A asa possui um efeito desestabilizante, pois gera um momento de arfagem negativo que tende a abaixar o nariz da aeronave. Esse momento depende do ângulo de ataque, do centro aerodinâmico e do centro de gravidade da asa (2.15) e (2.16).

Os estabilizadores horizontais criam um momento de arfagem positivo que tende a elevar o nariz da aeronave. Esse momento depende do volume de cauda, do ângulo de incidência, da sustentação e do arrasto da empenagem (2.17) e (2.18) (RODRIGUES, 2014).

Outra geometria que contribui para a estabilidade estática longitudinal é a fuselagem, gerando um momento de arfagem negativo que depende da forma, do comprimento e da sua área projetada (2.19) e (2.20) (RODRIGUES, 2014).

Além disso, vale mencionar o ponto neutro (2.21) que corresponde à posição mais traseira possível para a alocação do CG do avião sem perder a estabilidade estática longitudinal bem como a margem estática (2.22) que representa a distância entre o CG da aeronave e o ponto neutro (BORTOLON, 2019).

$$C_{M_{0w}} = C_{M_{caw}} + C_{L_{0w}} \left(\frac{X_{CG} - X_{CA}}{\bar{c}} \right) \quad (2.15)$$

$$C_{M_{\alpha w}} = \alpha \left(\frac{X_{CG} - X_{CA}}{\bar{c}} \right) \quad (2.16)$$

$$C_{M_{0t}} = \eta V_H a_t (\epsilon_0 + i_w - i_t) \quad (2.17)$$

$$C_{M_{\alpha t}} = -\eta V_H C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \quad (2.18)$$

$$C_{M_{0f}} = \frac{k_2 - k_1}{36,5Sc} \sum_{x=0}^{x=i_f} w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) \Delta x \quad (2.19)$$

$$C_{M_{\alpha f}} = \frac{1}{36,5Sc} \sum_{x=0}^{x=i_f} w_f^2 \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \Delta x \quad (2.20)$$

$$\frac{X_{pn}}{\bar{c}} = \frac{X_{CA}}{\bar{c}} - \frac{C_{M\alpha_f}}{C_{L\alpha_w}} + \eta V_H \frac{C_{L\alpha_h}}{C_{L\alpha_w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (2.21)$$

$$ME = \frac{X_{pn} - X_{CG}}{\bar{c}} \quad (2.22)$$

Onde:

- $C_{M_{0_w}}$ é a contribuição da asa para o coeficiente de momento ao redor do CG para um ângulo de ataque igual a zero;
- $C_{M_{\alpha_w}}$ é o coeficiente de momento ao redor do CA para um α qualquer;
- C_{L0_w} é o coeficiente de sustentação para $\alpha = 0$;
- X_{CG} é a distância do CG da aeronave para o ponto referência;
- X_{CA} é a distância do CA da asa para o ponto referência;
- $\bar{c}$ é a corda média aerodinâmica da asa, $c = \frac{2}{2} c_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)$;
- η é a eficiência da cauda, sendo a relação entre as pressões dinâmicas da asa e empenagem,
 $\eta = \frac{0,5\rho v_t^2}{0,5\rho v_w^2}$;
- V_H é volume da cauda, $V_H = \frac{l_h t S_h}{S_c}$;
- $l_h t$ é a distância entre o CG da aeronave e o CA da empenagem horizontal;
- a_t é o coeficiente angular da curva $C_L \alpha$ para o estabilizador horizontal;
- ε_0 é o ângulo de ataque induzido para $\alpha = 0$, $\varepsilon_0 = \frac{2C_{L0}}{\pi A R_w}$;
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ é a variação do ângulo de ataque induzido, $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{L\alpha_w}}{\pi A R_w}$;
- $k_2 - k_1$ é um fator de correção da forma da fuselagem;
- $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ é a variação do ângulo de fluxo local ao longo da fuselagem;
- w_f é a largura média da fuselagem;
- α_{0_w} é o ângulo de ataque da asa para $C_L = 0$;
- i_f é o ângulo de incidência da fuselagem em relação à linha horizontal;
- Δx é o comprimento de cada seção.

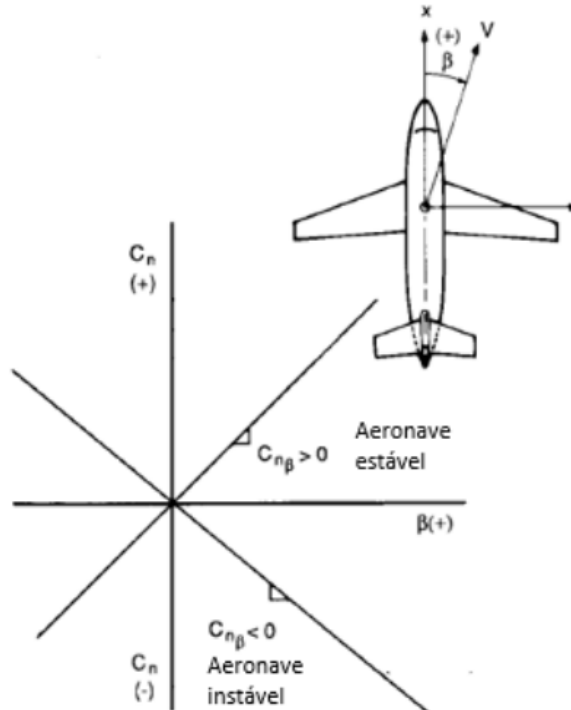
2.2.2 Estabilidade Estática Direcional

A estabilidade estática direcional é referente ao movimento de guinada do avião. Assim como na estabilidade estática longitudinal a empenagem horizontal desenvolve a função de estabilizador para a aeronave retornar a posição de equilíbrio na arfagem, a empenagem vertical tem o mesmo efeito, apenas alterando o sentido para a guinada.

O conjunto asa-fuselagem produz instabilidade no eixo direcional da aeronave, sendo necessária a utilização da superfície vertical. A empenagem vertical contribui para o aumento do ângulo de ataque, dependendo da perturbação em que o avião se encontra, havendo assim a necessidade de uma força que reestabeleça a posição de equilíbrio. Para que a força em questão não desestabilize a aeronave, é fortemente recomendado a utilização de perfis simétricos (CORREA, 2019).

Para que a estabilidade estática direcional seja alcançada, é necessário que o coeficiente angular da curva que relaciona o coeficiente de momento de guinada pelo ângulo de derrapagem seja maior que zero (BORTOLON, 2019).

Figura 9 – Condição para estabilidade direcional estática



Fonte: (BORTOLON, 2019)

$$C_{n\beta} = -k_n k_{RI} \frac{S_{fs} l_f}{S_w b} + \eta_v V_v C_{L\alpha_v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \quad (2.23)$$

Onde:

- K_{RI} é o fator de correção empírico para Re da fuselagem;
- k_n é o fator de interferência da asa-fuselagem;
- S_{fs} é a área da fuselagem em projeção lateral;
- l_f é o comprimento da fuselagem.

2.3 Desempenho

Desempenho destina-se a avaliar o funcionamento e o comportamento da aeronave. Concentra-se em determinar como uma aeronave se move, incluindo aspectos como velocidade, altitude, capacidade de carga e eficiência, verificando requisitos de desempenho, como decolagem, subida, cruzeiro e aterrissagem.

2.3.1 Polar de Arrasto

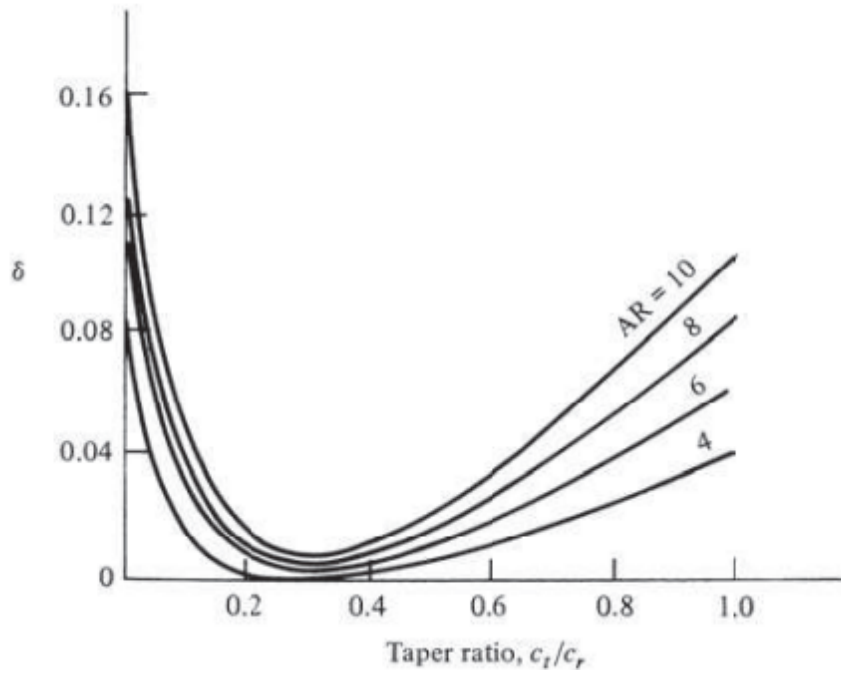
Como mencionado em tópicos de aerodinâmica, os coeficientes de sustentação e arrasto de uma asa finita serão diferentes para uma asa infinita. Isso se deve por conta dos vórtices de ponta de asa que são gerados pelas pressões superiores e inferiores na ponta da asa. Os vórtices de ponta de asa geram uma componente de velocidade na direção descendente da asa, essa componente é denominada de arrasto induzido (ANDERSON, 2016).

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.24)$$

Onde:

- e é o fator de eficiência da envergadura, $e = \frac{1}{1+\delta}$;
- δ é o fator de arrasto induzido figura 10.

Figura 10 – Fator de arrasto induzido



Fonte: (ANDERSON, 2016)

Para determinar a polar de arrasto da aeronave completa é necessário analisar a somatória das componentes do avião e suas contribuições. As superfícies que possuem maior contribuição para o arrasto da aeronave são aquelas referentes à empenagem horizontal, bem como a asa e o arrasto parasita. Neste cálculo, o arrasto provocado pelo grupo motor-propulsor não é computado, visto que ele já está englobado na perda de empuxo da aeronave (JR, 2015).

$$C_D = C_{D_{i_w}} + C_{D_{i_h}} + C_{D_0} \quad (2.25)$$

$$C_{D_0} = R_{wf} R_{LS} C_f \left\{ 1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right\} \frac{S_{wet}}{S} \quad (2.26)$$

$$C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58} (1 + 0,144 M_\infty^2)^{0,58}} \quad (2.27)$$

Onde:

- $C_{D_{i_w}}$ é o arrasto induzido da equação (2.24);
- $C_{D_{i_h}}$ é o arrasto induzido para os estabilizador horizontal, $C_{D_{i_h}} = \frac{C_{L_h}^2}{\pi e_h AR_h} \frac{S_h}{S_w}$

- C_{D_0} é o arrasto parasita;
- t é a espessura do perfil;
- S_{wet} é a área molhada da superfície;
- L' depende da espessura do perfil aerodinâmico em relação à corda;
- C_f é o coeficiente de atrito da superfície

2.3.2 Corrida de Decolagem

A decolagem é a etapa em que uma aeronave acelera no solo até atingir a velocidade necessária para levantar voo. É um processo complexo que envolve diversos fatores, como o peso da aeronave, a densidade do ar, a área da asa, a tração disponível, o arrasto, o coeficiente de atrito entre as rodas e o solo, e o comprimento da pista. De forma analítica, é possível fazer simplificações, tais como considerar o somatório de forças constantes, de forma que o avião possua aceleração constante. Para a análise, Rodrigues (2014) considerado que a evolução das forças atuantes na decolagem estarão numa velocidade de 70% em referência à velocidade de estol da aeronave. Além disso, por sugestão da norma FAR-Part 23, a velocidade de decolagem não deve ser inferior à 20% da velocidade de estol. A partir das simplificações, temos que a corrida de decolagem deve seguir o comportamento da seguinte equação:

$$S_{L_0} = \frac{1,44W^2}{g\rho C_{L_{max}} \{T - [D + \mu(W - L)]\}_{0,7v_{t0}}} \quad (2.28)$$

O arrasto visto na equação (2.28) é uma aproximação para a soma dos arrastos produzidos pela asa e empenagem horizontal. Os outros fatores são:

- g é a aceleração da gravidade;
- $C_{L_{max}}$ é o coeficiente de sustentação da asa máximo;
- T é o empuxo gerado pelo grupo moto-propulsor;
- μ é o coeficiente de atrito da pista;
- W é o peso total da aeronave.

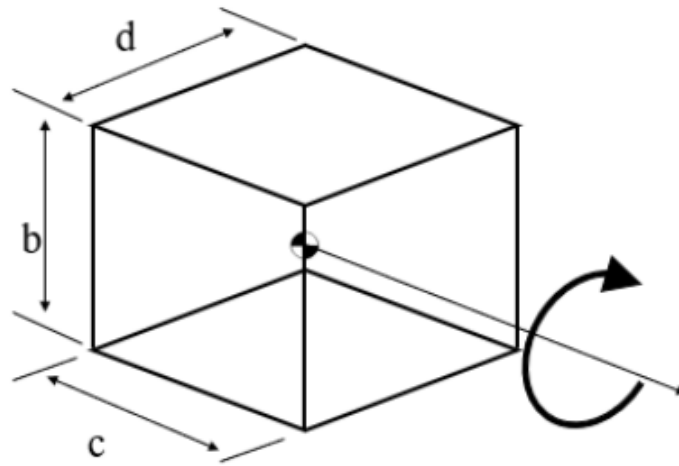
2.4 Projeto estrutural

2.4.1 Forças Atuantes na Decolagem

Aplicando uma carga na aeronave, esta produzirá não somente força como também momento contrário ao movimento de rolagem. É perceptível que quanto maior for a carga, maior será o momento de inércia (2.29).

$$I_{cgy} = \frac{1}{12}m(d^2 + b^2) \quad (2.29)$$

Figura 11 – Momento de inércia



Fonte: (ÁVILA, 2019)

O processo de rolagem do avião acontece através do contato entre o trem de pouso e o CG, sendo essa distância definida por dc . O momento de inércia total da aeronave com carga é dado pela conjunto de equações a seguir:

$$I_{yymg} = I_{yymg_{carga}} - I_{yymg_{aeronave}} \quad (2.30)$$

$$I_{yymg_{aeronave}} = I_{yycg_{aeronave}} - P_v dc^2 \quad (2.31)$$

$$I_{yymg_{carga}} = I_{cgy} + mdc^2 \quad (2.32)$$

Ávila (2019) mostra que com uma elevada aceleração angular no final da corrida de decolagem permite que a aeronave alcance um ângulo de ataque necessário para decolar, dessa forma, se mais comprimento de pista for aproveitado, mais velocidade e sustentação serão produzidos. A aceleração angular no ponto de rolagem é dada por:

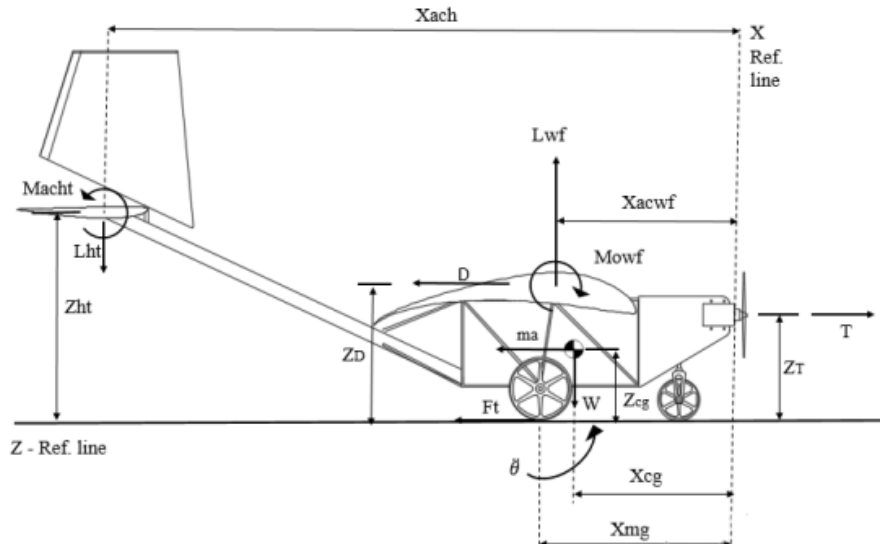
$$\ddot{\theta} = \frac{[X_{mg}(L_{wf} + L_{ht} - W) + D(Z_d - Z_{mg}) - T(Z_t - Z_{mg})]}{I_{yymg}} + \frac{[M_{owf} + ma(Z_{cg} - Z_{mg}) + W - L_{ht}X_{ach} - L_{wf}X_{acwf}]}{I_{yymg}} \quad (2.33)$$

Onde:

- X_{mg} distância do trem de pouso principal ao início da hélice;
- X_{cg} distância do CG em relação ao início da hélice;
- X_{ach} distância do centro aerodinâmico da empenagem horizontal em relação ao início da hélice;
- M_{owf} é o momento gerado pela asa;
- Z_d é altura do ponto médio de arrasto em relação ao solo;
- Z_{mg} é altura do ponto médio do trem de pouso em relação ao solo;
- Z_{cg} é a altura do ponto médio do CG em relação ao solo.

A figura a seguir demonstra as forças atuantes na aeronave completa:

Figura 12 – Forças atuantes na corrida de decolagem

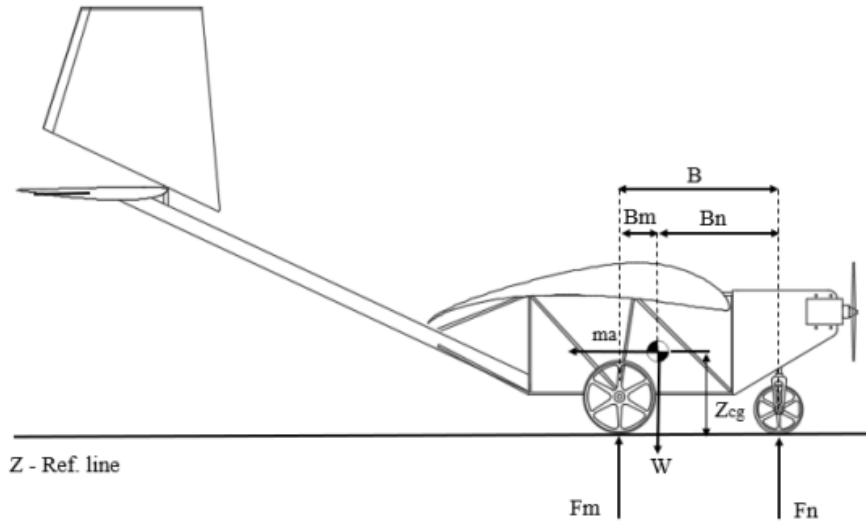


Fonte: (ÁVILA, 2019)

2.4.2 Forças Atuantes no Trem de Pouso

Para o trem de pouso, as forças atuantes no processo de decolagem e pouso tornam as cargas dinâmicas. Para a decolagem, a aceleração positiva faz com que as cargas sejam maiores no trem de pouso principal e menores para o trem de nariz e o caso contrário ocorre para o pouso, onde a aceleração é negativa. Ávila (2019) apresenta as equações para o trem de pouso principal e de nariz.

Figura 13 – Forças atuantes no trem de pouso



Fonte: (ÁVILA, 2019)

$$F_n = W \frac{B_m}{B} - \frac{W a Z_{cg}}{g B} \quad (2.34)$$

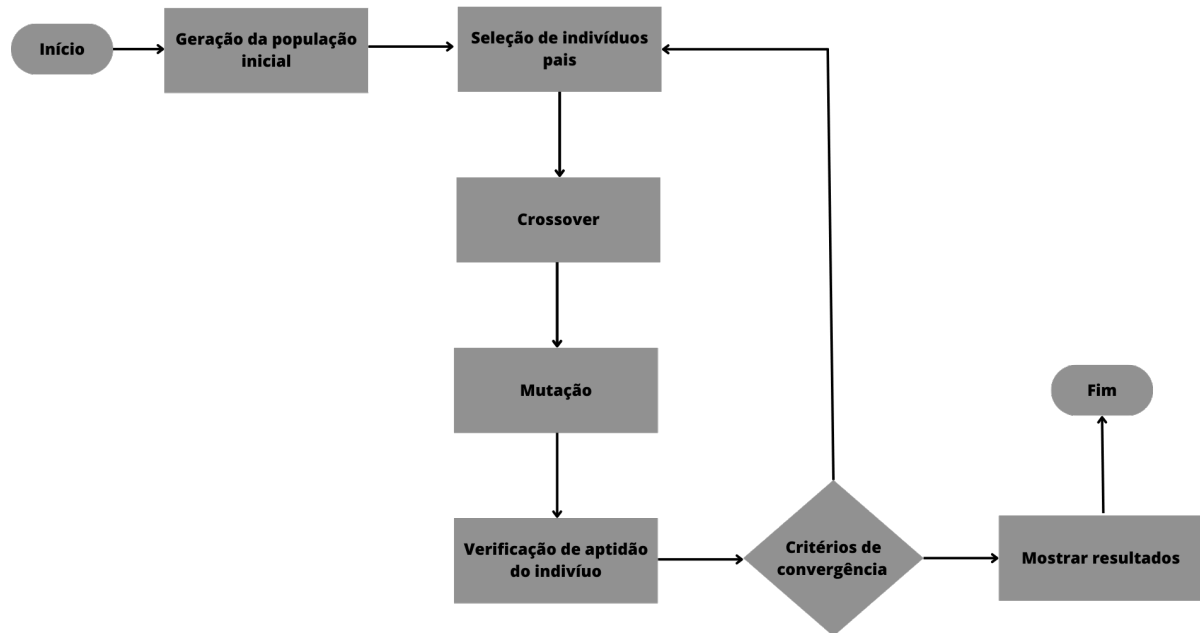
$$F_m = W \frac{B_n}{B} - \frac{W a Z_{cg}}{g B} \quad (2.35)$$

2.5 Algoritmo genético

O algoritmo genético, AG, é uma técnica de otimização computacional que traz consigo a ideia do processo evolutivo da seleção natural que ocorre na natureza. Com ele é possível fazer a simulação através de uma população inicial, denominada indivíduos, e aplicando operadores genéticos como seleção, cruzamento (crossover) e mutação podemos gerar indivíduos com as melhores características da população inicial. Cada indivíduo é avaliado por uma função de

aptidão que mede o quão bom é em relação ao problema de otimização considerado. A figura 14 apresenta a sequência de um AG.

Figura 14 – Fluxograma básico de um algoritmo genético



Fonte: (PEREIRA *et al.*, 2020)

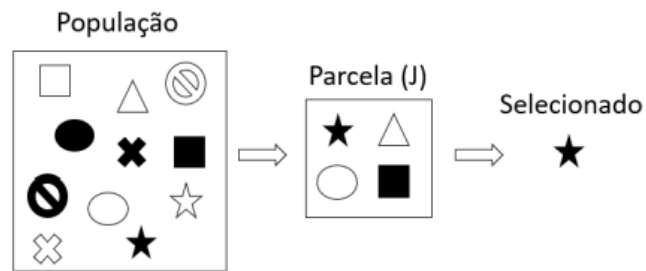
2.5.1 Seleção

A seleção é um dos operadores genéticos mais importantes em algoritmos genéticos, pois é responsável por escolher os indivíduos mais aptos para a próxima geração. Existem diferentes estratégias de seleção que podem ser utilizadas em um algoritmo genético, como por exemplo seleção por torneio ou seleção por roleta.

2.5.1.1 Torneio

De acordo com Ávila (2019), a seleção por torneio acontece quando os indivíduos iniciais são submetidos a um processo de competição, gerando a partir disso um ranking baseado na aptidão. O torneio pode ocorrer entre todos os indivíduos ou em apenas uma parcela com o número maior igual a 2 indivíduos.

Figura 15 – Processo de seleção por torneio



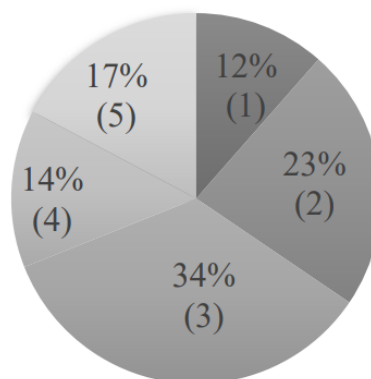
Fonte: (ÁVILA, 2019)

A vantagem dessa técnica é que ela permite que indivíduos menos aptos ainda tenham uma chance de serem selecionados, o que pode ajudar a manter a diversidade na população e evitar a convergência prematura para um mínimo local.

2.5.1.2 Roleta

Nessa técnica, os indivíduos são representados como números em um intervalo contínuo e são selecionados de acordo com a sua probabilidade relativa de serem escolhidos. Os indivíduos mais aptos têm uma probabilidade maior de serem escolhidos do que os menos aptos. Isso garante que os indivíduos mais aptos tenham uma chance maior de serem selecionados, mas ainda há uma chance para os indivíduos menos aptos serem selecionados. Além disso, a seleção por roleta mantém a diversidade na população, pois indivíduos menos aptos ainda têm uma chance de serem selecionados, o que pode ajudar a evitar a convergência prematura para um mínimo local (LAGE, 2019).

Figura 16 – Processo de seleção por roleta



Fonte: (LAGE, 2019)

2.5.1.3 Elitismo

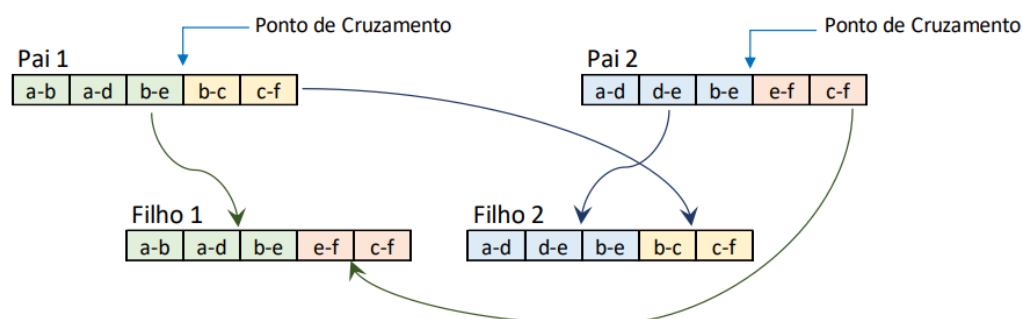
O elitismo é um processo de seleção que consiste em preservar uma ou mais soluções de alta qualidade da população atual para a próxima geração. Esse processo envolve a identificação dos indivíduos mais aptos na população atual. Esses indivíduos são então copiados para a próxima geração sem sofrer nenhum processo de mutação ou cruzamento. Sua vantagem está em permitir que se mantenha as soluções mais valiosas na população, garantindo que elas não sejam perdidas ao longo das gerações (SILVA, 2019).

2.5.2 Crossover

O crossover é uma técnica que envolve a troca de informações genéticas entre dois indivíduos (pais) selecionados de forma aleatória dentro da população atual para criar novos indivíduos (filhos) para a próxima geração. É escolhido um ponto de corte ao longo do cromossomo (sequência de genes) de cada um dos pais. Os pontos de corte dividem o cromossomo em duas partes: a parte à esquerda do ponto de corte e a parte à direita do ponto de corte (PEREIRA *et al.*, 2020).

O objetivo desse processo é produzir novos indivíduos que tenham características positivas de ambos os pais. Isso pode ajudar a melhorar a qualidade da população ao longo das gerações, permitindo que soluções melhores sejam encontradas. Entretanto, também pode levar à perda de informações valiosas dos pais, especialmente se os pontos de corte forem escolhidos de maneira inadequada.

Figura 17 – Processo de cruzamento de cromossomos por crossover

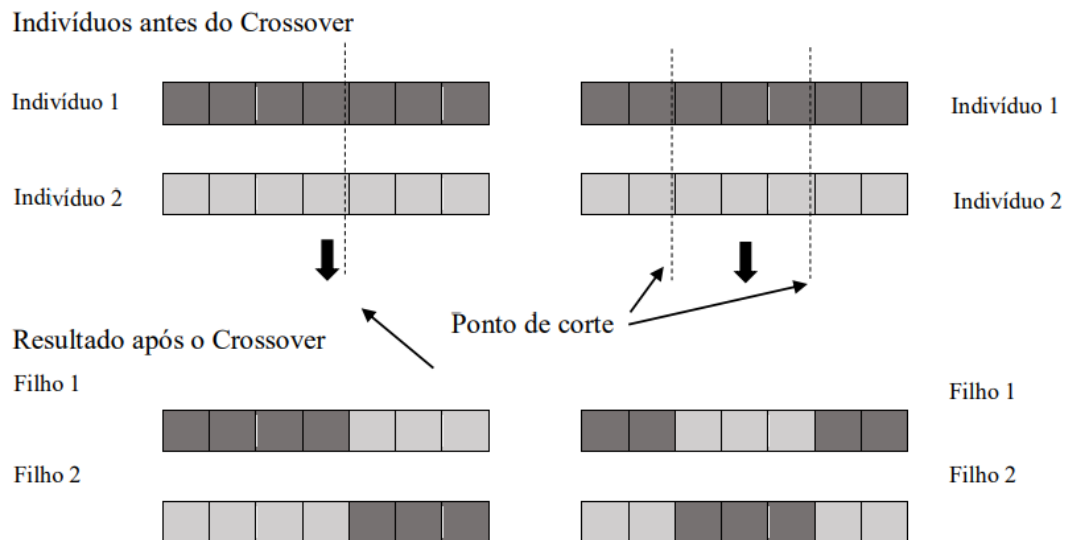


Fonte: (PEREIRA *et al.*, 2020)

O processo de crossover pode ser realizado de várias maneiras, incluindo crossover de um ponto, de dois pontos e também o uniforme. O crossover de um ponto envolve a escolha de

um único ponto de corte, enquanto o crossover de dois pontos envolve a escolha de dois pontos de corte. No crossover uniforme, cada gene do filho é escolhido aleatoriamente do primeiro ou do segundo pai. A figura 18 mostra à esquerda o crossover de um ponto enquanto à direita mostra o de dois pontos (LAGE, 2019).

Figura 18 – Processo de cruzamento de cromossomos por crossover de um e dois pontos de corte



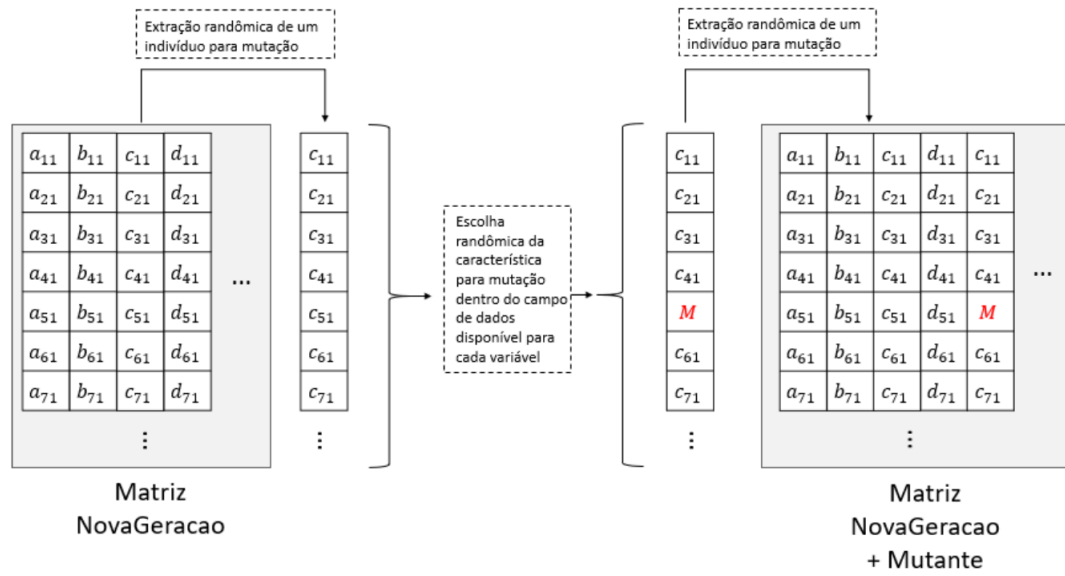
Fonte: (LAGE, 2019)

2.5.3 Mutação

A mutação é outro operador genético, esse processo é geralmente aplicado após o crossover, para garantir que as soluções criadas tenham uma diversidade genética suficiente. A mutação introduz aleatoriedade na população ao mudar de forma randômica um ou mais genes de um indivíduo selecionado. Essa alteração pode ser feita de várias maneiras, como a mudança de um bit em um cromossomo binário ou a alteração de um valor numérico em um cromossomo real. (SILVA, 2019).

A taxa de mutação é um parâmetro importante em algoritmos genéticos. Ela determina a probabilidade de que um gene sofra mutação em um determinado indivíduo selecionado. Se a taxa de mutação for muito baixa, pode ser difícil para o algoritmo explorar todo o espaço de soluções possíveis (ÁVILA, 2019).

Figura 19 – Processo de mutação de cromossomos



Fonte: (ÁVILA, 2019)

3 METODOLOGIA

Para o desenvolvimento desse trabalho, dividiu-se a metodologia em três partes. A primeiro momento, realizou-se as análises aerodinâmicas nos perfis escolhidos pela equipe, de modo a obter as curvas referentes aos coeficientes de sustentação, arrasto e momento em relação ao ângulo de ataque para a asa, empenagem horizontal e empenagem vertical. Paralelo a isso, fez-se a escolha do grupo moto-propulsor que seria utilizado para a aeronave, de modo a gerar as curvas de tração disponível em relação à velocidade linear e angular do motor. Por fim, desenvolveu-se o código para a execução do algoritmo genético aplicado a aeronave. Os tópicos seguintes detalham cada uma das fases.

3.1 Análise dos perfis aerodinâmicos

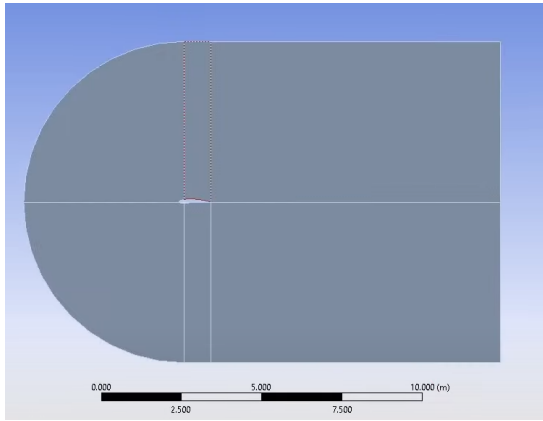
Para as análises aerodinâmicas, a equipe desenvolveu um perfil denominado Junin 25 para a asa, este é uma modificação baseada no perfil de alta sustentação predominante no aerodesign, o Selig 1223. Para as empenagens horizontais e verticais, foram escolhidos os perfis NACA 0009 e NACA 0012, respectivamente. A escolha para o perfil de asa é justificada por apresentar bons resultados para a equipe, além de fácil construção, enquanto que os perfis para as empenagens são amplamente utilizados e consolidados pelas demais equipes.

Para o estudo, foi utilizado o software Ansys Fluent, uma ferramenta computacional para cálculos de fluido-dinâmica baseada no método numérico de diferenças finitas. Para o desenvolvimento simplificado, foi adotada uma análise bidimensional com fluido incompressível e fluxo turbulento. De acordo com Rodrigues (2014), as aeronaves projetadas para competição operam com um número de Reynolds entre 300000 e 500000, sendo adotado o valor médio desse intervalo para as análises.

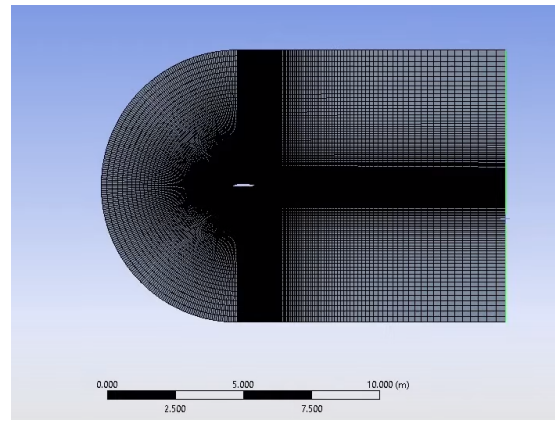
3.1.1 Pré processamento

A etapa de pré processamento iniciou-se com a preparação das geometrias para o estudo. A nuvem de pontos dos perfis foram importados para o software Ansys Design Modeler, onde então puderam ser modeladas. Criou-se então o domínio de escoamento do fluido, com suas respectivas condições de contorno e de malha.

Figura 20 – Pré processamento do estudo CFD



(a) Preparação do domínio para análise



(b) Preparação da malha para análise

Fonte: Autor

3.1.1.1 Modelos de turbulência

Para soluções numéricas que envolvem o escoamento turbulento de fluidos é utilizado o método de Média de Reynolds da Equação de Navier-Stokes (RANS). De acordo com Alvarado (2009), o RANS é baseado na decomposição de uma variável em duas partes: uma média temporal e uma flutuação em torno dessa média. A equação que rege o escoamento bidimensional com fluxo turbulento e fluido incompressível é dado por:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial u'_i u'_j}{\partial x_j} \quad (3.2)$$

Onde u_i é a velocidade média, ν é a viscosidade cinemática do ar e $-u'_i u'_j$ é o tensor de Reynolds.

Para a escolha do modelo de turbulência, Douvi, Tsavalos e Margaris (2012) e Khan *et al.* (2020) analisaram três modelos para casos semelhantes: Spalart-Allmaras, Realizable k-epsilon e k-omega SST.

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras é um modelo de uma equação que resolve uma equação de transporte modelada para a viscosidade turbulenta cinemática do vórtice. Este modelo foi projetado especificamente para aplicações aeroespaciais envolvendo fluxos limitados por paredes, como é o caso das superfícies da aeronave, onde a camada limite se desenvolve ao

redor das asas e empenagens. A equação de transporte para a viscosidade cinemática turbulenta $\tilde{\nu}$ é dada por:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla \tilde{\nu} = c_{b1} S \tilde{\nu} - c_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + \frac{1}{\sigma} \left(\nabla \cdot \left(\frac{\tilde{\nu}}{Pr} \nabla \tilde{\nu} \right) + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2 \right) \quad (3.3)$$

O modelo Realizable k-epsilon fornece previsões melhoradas para a taxa de propagação de jatos planos e redondos e tem um desempenho superior para fluxos que envolvem rotação, camadas limite sob fortes gradientes de pressão adversa, separação e recirculação. As equações para o modelo Realizable k-epsilon são:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla k = P_k - D_k + \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k \right) \quad (3.4)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla \varepsilon = P_\varepsilon - D_\varepsilon + \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) \quad (3.5)$$

O modelo k-omega SST é um modelo que combina os modelos k-omega e k-epsilon. Onde o modelo k-omega atua perto das condições de parede e o k-epsilon na corrente livre. As equações que regem o movimento são:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla k = P_k - D_k + S_k + S_b - Y_{k,\omega} \quad (3.6)$$

$$\frac{\partial(\omega \rho)}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla(\omega \rho) = P_\omega - D_\omega + S_\omega - Y_{\omega,2} + F_1 Y_{\omega,2,k} \quad (3.7)$$

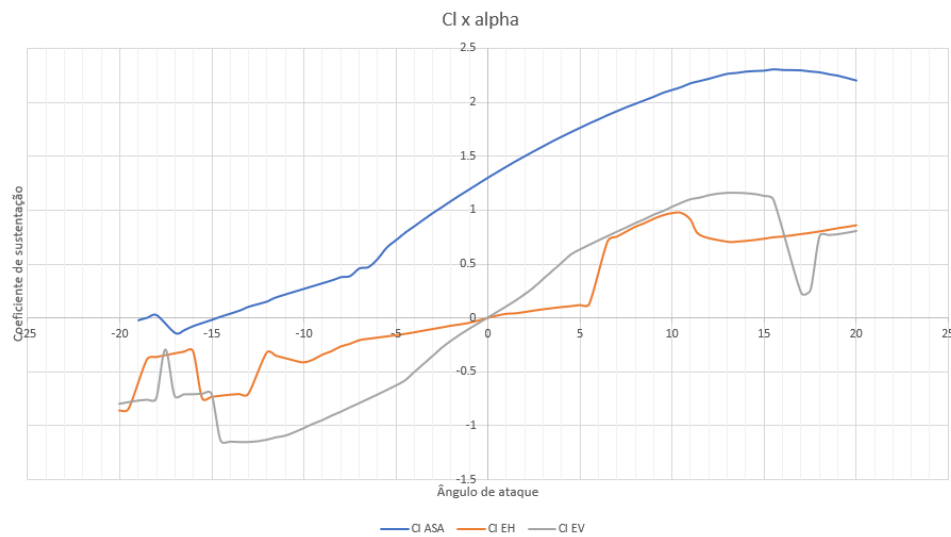
Onde ρ é a densidade do fluido, k é a energia cinética turbulenta, ω é a frequência específica da dissipação da energia cinética turbulenta, P_k é a taxa de produção de energia cinética turbulenta, P_ω é a taxa de produção de frequência específica da dissipação da energia cinética turbulenta, D_k é a taxa de dissipação de energia cinética turbulenta, D_ω a taxa de dissipação de frequência específica da dissipação da energia cinética turbulenta, S_k é o termo de difusão para a energia cinética turbulenta, S_b é o termo de difusão para a frequência específica da dissipação da energia cinética turbulenta, S_ω é o termo de geração para a frequência específica da dissipação da energia cinética turbulenta e $Y_{k,\omega}$.

Os estudos apresentaram que o modelo Spalart-Allmaras produziu resultados semelhantes, mas com uma resolução mais rápida do que os modelos Realizable k-epsilon e k-omega SST, sendo este então utilizado para as análises.

3.1.2 Pós processamento

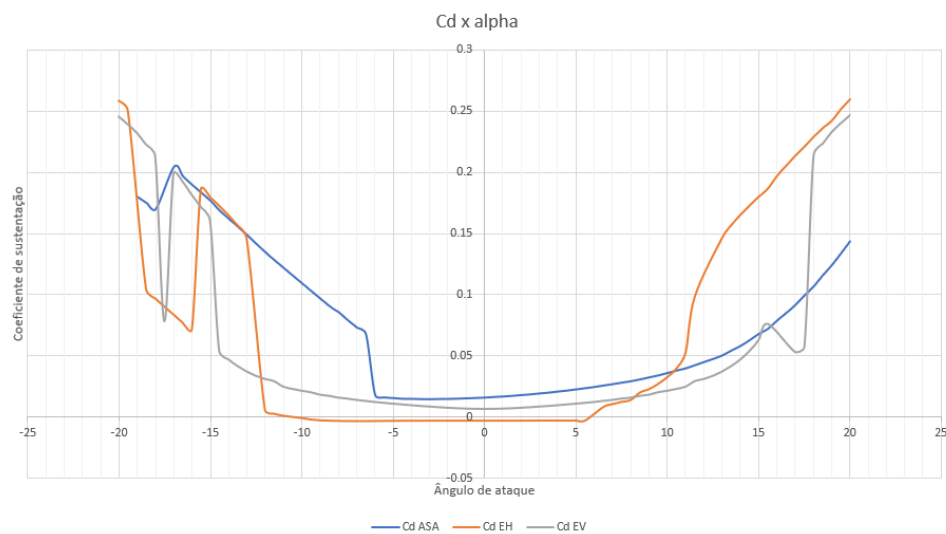
Os estudos de perfis foram realizados com uma variação de ângulos de ataque entre -20° e 20° , os resultados serão apresentados a seguir.

Figura 21 – Coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque para os três perfis



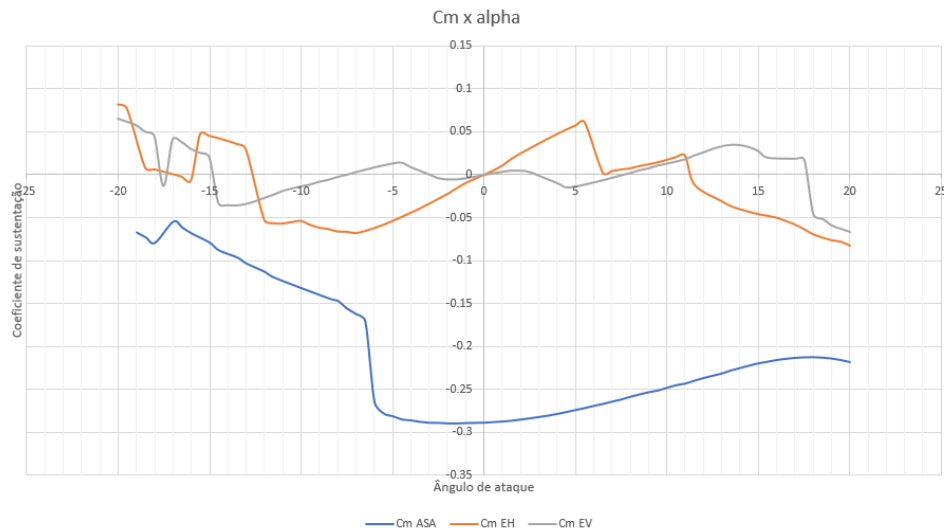
Fonte: Autor

Figura 22 – Coeficiente de arrasto em relação ao ângulo de ataque para os três perfis



Fonte: Autor

Figura 23 – Coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque para os três perfis



Fonte: Autor

3.2 Escolha do grupo moto-propulsor

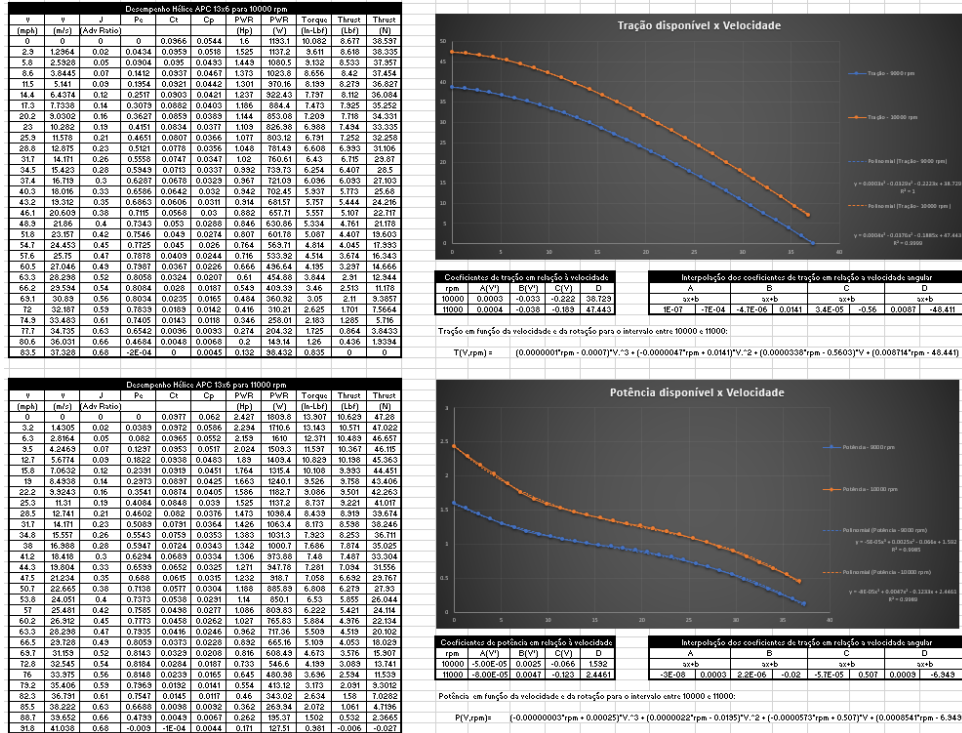
A escolha do grupo motopropulsor ocorreu a partir da triagem dos motores pré-estabelecidos no edital da competição referente à categoria regular. Através da catalogação dos motores presentes no inventário do laboratório a escolha do motor ocorreu em torno dos modelos O.S. 0.61 FX e O.S. 0.55 AX. Embora o O.S. 0.61 FX possua uma potência relativamente maior em comparação ao O.S. 0.55 AX, sua elevada massa afetaria mais na estrutura da aeronave, além disso, as hélices disponíveis no laboratório poderiam ser usadas em ambos os motores. Nesse quesito, a faixa de operação das hélices seria o fator limitante dos motores, de forma que suas potências seriam próximas, fator que justificou a escolha do motor O.S. 0.55 AX.

Com o motor escolhido, o próximo passo foi determinar quais hélices poderiam ser usadas, de acordo com o manual do motor, as opções eram as hélices nos modelos: 12"x6", 12"x7", 13"x6" e 13"x7". O processo foi baseado através da ficha de desempenho da própria fabricante. Buscando alcançar uma maior tração para a potência máxima do motor foram feitas interpolações dos dados da fabricante para adequar as curvas às limitações do motor (figura 24). Com isso, a escolha do grupo motopropulsor foi a combinação do motor O.S 0.55 AX e a hélice APC 13x6.

Com as interpolações feitas e ajustadas para as limitações do motor, uma curva de tração disponível foi criada a partir do software MS Excel, de forma que sua função característica é da forma:

$$T(V, rpm) = (0.00000001 \cdot rpm - 0.0007) \cdot V.^3 + (-0.00000047 \cdot rpm + 0.0141) \cdot V.^2 + (0.0000338 \cdot rpm - 0.5603) \cdot V + (0.008714 \cdot rpm - 48.441)$$

Figura 24 – Interpolação da performance data para escolha das trações disponíveis

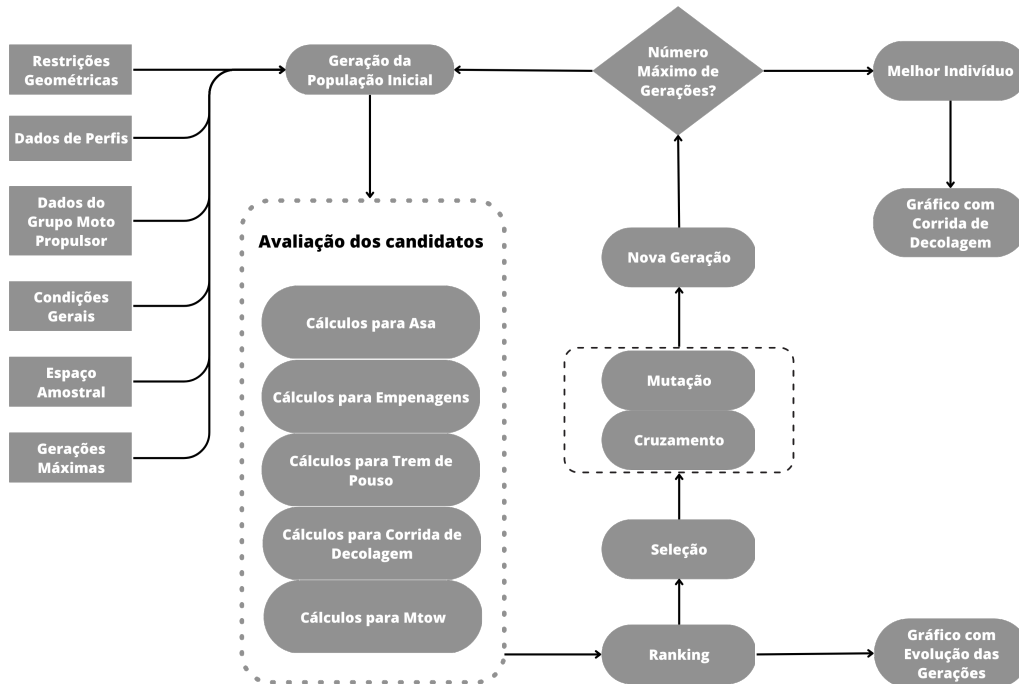


Fonte: Autor

3.3 Desenvolvimento do algoritmo

Por se tratar de uma primeira versão para o algoritmo genético da equipe e buscando minimizar a quantidade de iterações necessárias para o modelo, optou-se por desenvolver um código que possua algumas condições de entradas pré estabelecidas. A figura a seguir, demonstra o fluxograma de projeto para a construção do algoritmo.

Figura 25 – Algoritmo genético para otimização do projeto



Fonte: Autor

A primeira entrada para o processo de otimização é referente às restrições geométricas impostas pelo regulamento do ano vigente. Para o ano de 2023, a restrição estava na soma da altura da aeronave (H), e a sua envergadura máxima (B), juntos, a soma das dimensões não poderiam passar de 2,9 m. Além disso, a altura máxima da aeronave não deveria passar de 60 cm.

$$S_d = B + H \leq 2,9m \quad (3.8)$$

$$H \leq 0,6m \quad (3.9)$$

A segunda entrada para o algoritmo é referente as polares dos perfil adotados. Esses dados são apresentados pelas componentes aerodinâmicas c_l , c_d , c_m em relação ao ângulo α . Os dados do grupo moto propulsor irão acrescentar ao código as equações característica de tração e potência dinâmica para aeronave, sendo assim possível desenvolver a corrida de decolagem.

Além disso, as condições gerais serão responsáveis por reger as demais variáveis de voo, como a densidade do ar, coeficiente de atrito entre as rodas e o solo entre outros fatores.

As duas últimas entradas funcionam como limitadores para o algoritmo, de modo que esses valores precisam ser analisados e estudados, ao tempo em que o programa deve ser aprimorado. O espaço amostral determinará os valores possíveis que uma determinada característica pode assumir, enquanto que o número de gerações máximas determinará o critério de parada.

3.3.1 Geração da população inicial

Com as imposições dadas pelas condições iniciais, o processo de determinação das características da população inicial é gerada pelo valores pré estabelecidos para cada variável que deve ser otimizada. Para trabalhos futuros será de responsabilidade do usuário determinar a faixa de operação de cada variável. Para gerar a população inicial foi utilizado o código abaixo.

Figura 26 – Geração da população inicial

```

1  % Geracao de individuos iniciais:
2  for k = 1:1:pop
3      e = randi(m_variavel,1,n_variaveis-2);
4      % Inicia a escolha das variaveis coletando os numeros de e
5      for linha_variavel = 1:1:n_variaveis-2
6          individuo(linha_variavel,k) = variaveis(linha_variavel,...
7              (e(linha_variavel)));
8      end
9
10     % Posicao do centro de sustentacao do conjunto asa + fuselagem [m]:
11     Xacwf = bm + 0.3*individuo(3,k);
12     escolha_cg = Xacwf;
13
14     % Variacao do trem de pouso em funcao da corda da asa e do cg [m]:
15     MG = linspace(escolha_cg, escolha_cg + 0.05, k);
16     escolha_mg = MG(k);
17
18     % Acoplamento das novas caracteristicas no individuo:
19     individuo(n_variaveis-1,k) = escolha_cg;|
20     individuo(n_variaveis,k) = escolha_mg;
21 end
22

```

Fonte: Autor

A matriz de variáveis possui os seguintes aspectos:

Figura 27 – Geração da matriz de variáveis

```

1      % Matriz de variaveis:
2      variaveis = [linspace(90, 140, m_variavel) % Mtow [kg]
3                  linspace(1.7,2.2, m_variavel) % Envergadura da asa [m]
4                  linspace(0.35,0.5,m_variavel) % Corda raiz da asa [m]
5                  linspace(0.5,0.7, m_variavel) % Afilamento da asa
6                  linspace(0.5,0.8, m_variavel) % Porcentagem da asa retangular
7                  linspace(0.2,0.3, m_variavel) % Corda raiz do EH [m]
8                  linspace(0,3, m_variavel) % Angulo de incidencia da asa [grau]
9                  linspace(1.2,1.4, m_variavel) % Comprimento maximo da aeronave [m]
10     ];
11     |

```

Fonte: Autor

3.3.2 Avaliação dos candidatos

Para o processo de avaliação dos candidatos, todas as características geradas serão calculadas a fim de estipular o melhor valor para o mtow da aeronave. Iniciando com os cálculos para a asa, são determinadas as características geométricas e seus respectivos valores aerodinâmicos através dos dados de perfis. Os mesmos aspectos são levados em consideração para as empenagens, levando em consideração que estes devem atender os parâmetros tanto de estabilidade longitudinal quanto de rolagem.

Figura 28 – Corrida de decolagem

```

3      % Velocidade de incremento [m/s]:
4      vi = [0];
5      % Comprimento de pista de incremento [m]:
6      si = [0];
7      % Aceleracao de incremento [m/s2]:
8      aceli = [0];
9      % Tracao de incremento [N]:
10     Ti = [0];
11     % Sustentacao da asa de incremento [N]:
12     Lwi = [0];
13     % Delta t de incremento [s]:
14     ti = 0.2;
15     % Aceleracao maxima [m/s2]:
16     acel_max = 0;
17
18     % Function que correlaciona o efeito de altitude
19     [rhoh, dens_relat] = efeito_altitude (P0, Lg, h, T0, g, M, R, rho);
20
21     for i = 1:50
22         % Incremento da velocidade [m/s]:
23         vi(i+1) = vi(i)+aceli(i)*ti;
24         % Incremento da tracao disponivel [N]:
25         Ti(i+1) = Td(vi(i+1))*dens_relat(3);
26         % Incremento da sustentacao da asa [N]:
27         Lwi(i+1) = (rhoh(3)*vi(i+1)^2*S_asa_real*c1)/2;
28         % Coeficiente de arrasto:
29         CD = Cd0 + K*(C1)^2;
30         % Arrasto da asa [N]:
31         D = (rhoh(3)*vi(i+1)^2*S_asa_real*CD)/2;
32         % Forca de atrito com o solo [N]
33         f_atrito = mi_d*(W-Lwi(i+1));
34         % Aceleracao do aviao no solo [m/s2]:
35         aceli(i+1) = g*(Ti(i+1)-D-mi_d*(W-Lwi(i+1)))/W;
36         % Comprimento de pista corrida [m]:
37         Si(i+1) = Si(i)+vi(i+1)*(ti)+aceli(i+1)*(ti^2)/2;
38         if aceli(i+1)>acel_max
39             acel_max=aceli(i+1);
40         end
41     end
42     if ~any(isnan(vi))
43         % Velocidade para rolagem ao chegar nos 50 metros [m/s]:
44         vlo = vi(find(Si>S_corrida,1));
45         % Aceleracao no momento de rolagem [m/s2]:
46         acel = aceli(find(Si>S_corrida,1));
47         % Tracao do motor no momento da rolagem [N]:
48         T = Ti(find(Si>S_corrida,1));
49         % Sustentacao da asa ao termino da corrida [N]:
50         LW = Lwi(find(Si>S_corrida,1));
51     else
52         % Velocidade para rolagem ao chegar nos 50 metros [m/s]:
53         vlo = 1;
54         % Aceleracao no momento de rolagem [m/s2]:
55         acel = 1;
56         % Tracao do motor no momento da rolagem [N]:
57         T = 10;
58         % Sustentacao da asa ao termino da corrida [N]:
59         LW = 10;
60     end

```

Fonte: Autor

A otimização do trem de pouso deve seguir as restrições do CG da aeronave, permanecendo entre 20% e 30% da corda média aerodinâmica. E após a geração desses fatores, a corrida de decolagem é analisada, como mostrado na figura 28.

3.3.3 Ranking e Seleção

Finalizada a avaliação dos candidatos, é gerado um ranking para identificar as aeronaves com maior mtow. Esses resultados servirão para que sejam realizados os processos de seleção, cruzamento e mutação das melhores características.

O processo de seleção ocorre por meio de torneio, onde as configurações que possuírem os maiores valores de mtow terão melhores chances de reprodução.

Figura 29 – Seleção de indivíduos



```

1      % Inicializacao da selecao dos mais fortes
2      for f = 1:1:n_individuos_fortes
3          [indivíduo_alfa,p] = max(Ranking);
4          verificacao = matriz_dados(:,p);
5
6
7      % Selecao dos individuos de interesse para a analise posterior:
8      individuos_de_interesse(1:numero_dados,p) = verificacao;
9      %individuos_de_interesse = verificacao;
10     % Matriz contendo as variaveis dos 10 individuos mais fortes:
11     %mais_fortes(1:n_variaveis,f) = individuo(1:n_variaveis,p);
12     mais_fortes(1:n_variaveis,p) = individuo(1:n_variaveis,p);
13     % Matriz contendo a forza dos 10 individuos mais fortes:
14     n_mais_fortes(:,f) = individuo_alfa;
15     end

```

Fonte: Autor

3.3.4 Cruzamento e Mutação

Com os indivíduos selecionados, os processos de cruzamento e mutação podem ser iniciados. Para o cruzamento, uma matriz linha é criada para alocar uma sequência aleatória de casais. Em seguida, o processo de criação de indivíduos filhos é gerado a partir de uma matriz com as configurações advindas dos pais, o objetivo é fazer com que as características dos filhos sejam produtos de uma concatenação de informações vindas dos pais.

Já para o processo de mutação, são selecionados indivíduos de forma aleatória dentre os filhos e desenvolve uma característica também randômica. Definiu-se que 10% dos indivíduos filhos irão passar por esse processo.

Figura 30 – Cruzamento de indivíduos

```

1      % Selecao aleatoria dos casais
2      selecao_casais = randperm(n_individuos_reproducao);
3      posicao_novos_individuo = 1;
4      pai = 1;
5      mae = 2;
6
7      for casal = 1:1:n_individuos_reproducao/2
8          filhos_casal = numero_filhos_por_individuo(selecao_casais(pai))+...
9              numero_filhos_por_individuo(selecao_casais(mae));
10         % Selecao das variaveis do individuo pai
11         individuo_pai = individuo_pais(:,selecao_casais(pai));
12         % Selecao das variaveis do individuo mae
13         individuo_mae = individuo_pais(:,selecao_casais(mae));
14
15         % Geracao dos filhos de cada casal
16         for filhos_individuais = 1:1:filhos_casal
17             gene_pai = de2bi(randi(2^(n_variaveis-2),1),...
18                 size(individuo_pais,1),'left-msb');
19             gene_mae = ~gene_pai;
20             genotipo_pai = gene_pai.*individuo_pai;
21             genotipo_mae = gene_mae.*individuo_mae;
22             individuo_filho = genotipo_pai+genotipo_mae;
23             % Preenchimento da matriz dos individuos com o novo individuo
24             individuo(4:end,posicao_novos_individuo) = individuo_filho;
25             % Atualiza a posicao para o proximo preenchimento
26             posicao_novos_individuo = posicao_novos_individuo + 1;
27         % Finalizacao do comando filhos
28         end
29         pai = pai+2;
30         mae = mae+2;
31     % Finalizacao do comando casal
32     end
33     % Retira a parte de ranking, aptidao e valor da matriz de individuo
34     individuo=individuo(4:end,1:end);
35

```

Fonte: Autor

Figura 31 – Mutação de indivíduos

```

1      % Geracao de individuos mutantes
2      for mutante = n_individuos_fortes+n_filhos+1:1:pop
3          gene_mutante = randi(m_variavel,1,n_variaveis-3);
4          for linha_variavel = 1:1:n_variaveis-3
5              individuo(linha_variavel,mutante) = variaveis(linha_variavel,...
6                  (gene_mutante(linha_variavel)));
7          end
8          % Posicao do centro de sustentacao
9          Xacwf = bm+0.3*individuo(3,mutante);
10         escolha_cg = Xacwf;
11
12         % Variacao do trem de pouso em funcao da corda da asa e do cg
13         MG = linspace(escolha_cg,escolha_cg+0.05,m_variavel);
14         escolha_mg = MG(mutante);
15
16         % Acoplamento das novas caracteristicas no individuo
17         individuo(n_variaveis-1,mutante) = escolha_cg;
18         individuo(n_variaveis,mutante) = escolha_mg;
19     end
20

```

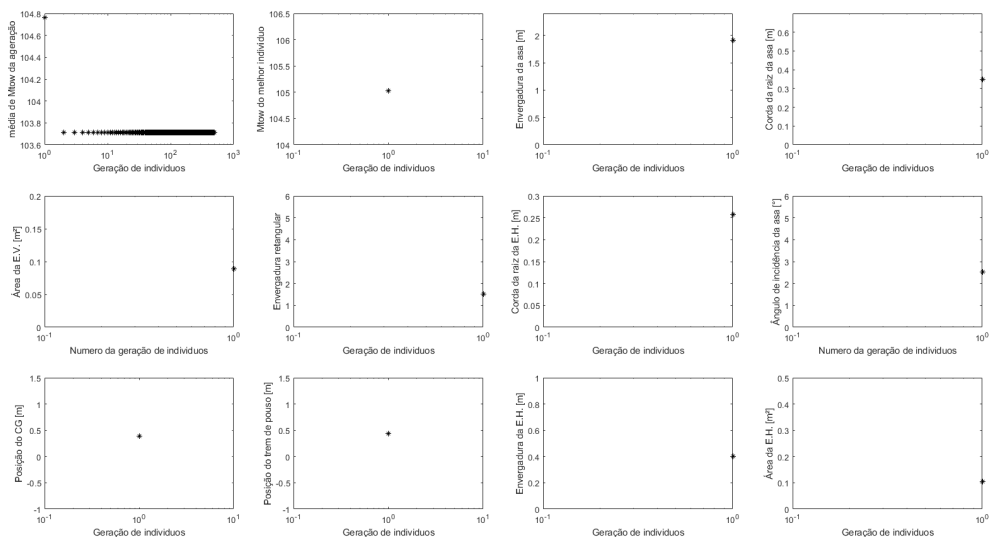
Fonte: Autor

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

O processo de otimização resultou na configuração final com melhores resultados para as restrições impostas. O resultado final demonstrou uma rápida convergência, apontando um possível ponto de melhoria para trabalhos futuros. Entretanto, tais resultados não atrapalharam a concepção de uma configuração final, os parâmetros variados e seus valores ótimos estão apresentados a seguir.

Parâmetro	Valor Inicial do Intervalo	Valor Final do Intervalo	Valor Ótimo
Mtow [N]	90	140	105
Envergadura da asa [m]	1,7	2,2	1,9
Corda raiz da asa [m]	0,35	0,5	0,35
Afilamento da asa	0,5	0,7	0,5
Porcentagem da asa retangular	0,5	0,8	0,8
Corda raiz do EH [m]	0,2	0,3	0,27
Ângulo de incidência da asa [°]	0	3	2,5

Figura 32 – Configuração final da otimização



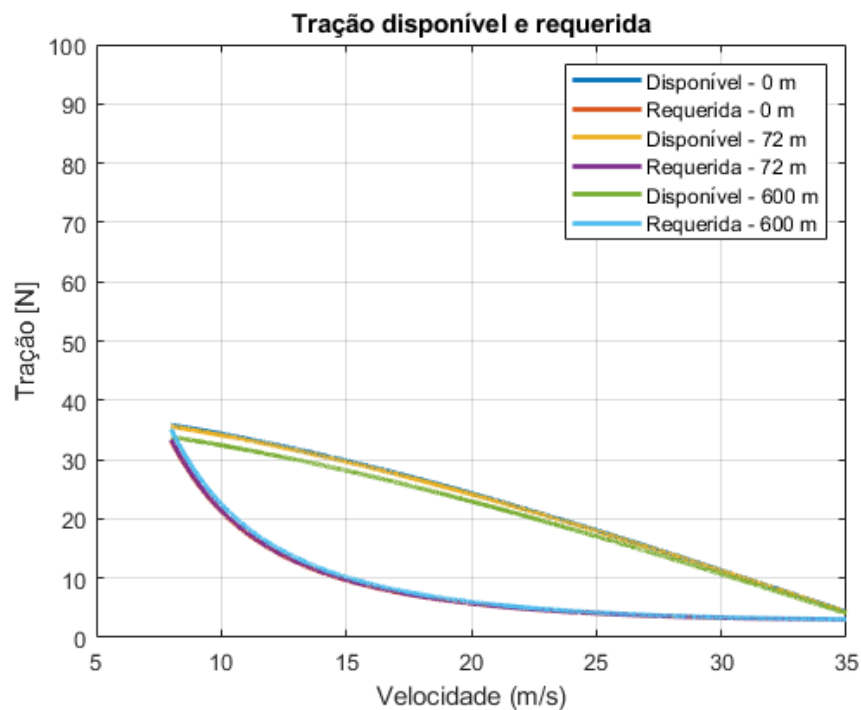
Fonte: Autor

Com os resultados obtidos, buscou-se integrar o algoritmo de desempenho da equipe ao programa desenvolvido, a fim de validar os output do processo de otimização. Foi possível assim determinar todas as curvas de desempenho necessárias para verificar a performance do

avião desenvolvido. Os resultados mostrados ocorrem em três altitudes diferentes: nível do mar, altitude da cidade de Teresina - PI, e no local onde acontece a competição, São José dos Campos - SP.

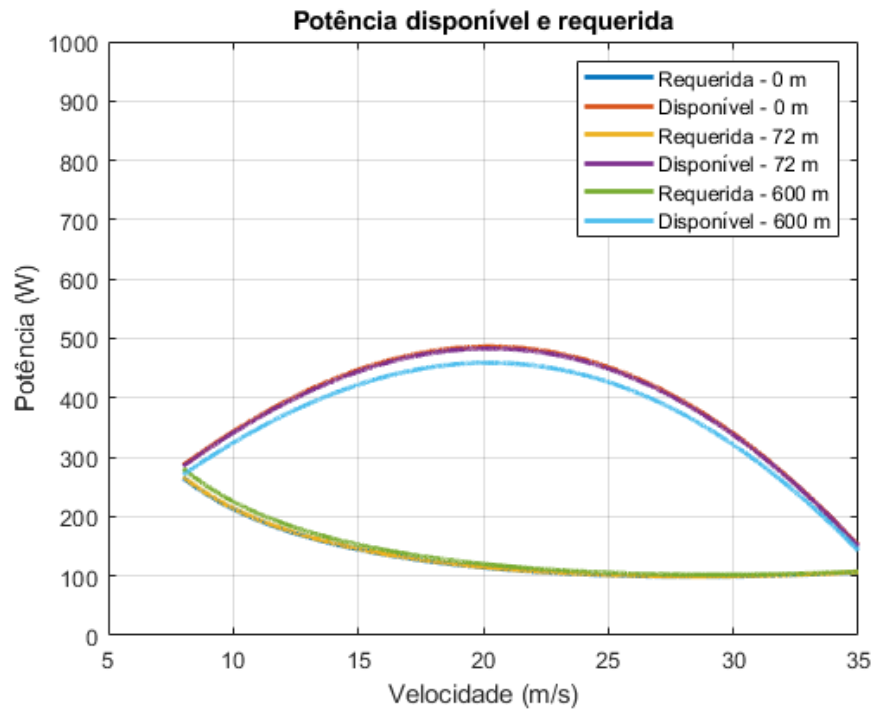
Os primeiros gráficos gerados são referente à faixa de operação do avião, estipulando quanto de empuxo e potência o avião produz e quanto ele necessita para operar e sua respectiva faixa de velocidade.

Figura 33 – Tração disponível e requerida do motor



Fonte: Autor

Figura 34 – Potência disponível e requerida do motor



Fonte: Autor

Os envelopes de velocidade gerados apontam as velocidades máximas, mínimas da aeronave.

Tabela 1 – Velocidade mínima

Altitude [m]	Velocidade [m/s]	Tração [N]
Nível do mar [0m]	8,000	35,8421
Teresina [72m]	8,000	35,8421
São José dos Campos [600m]	8,168	35,7249

Fonte: Autor

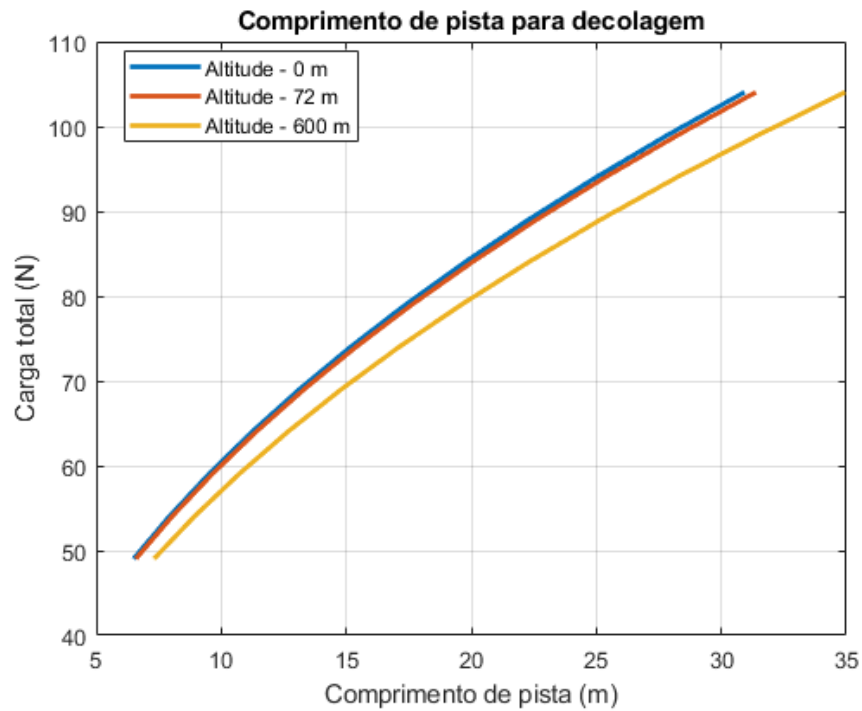
Tabela 2 – Velocidade máxima

Altitude [m]	Velocidade [m/s]	Tração [N]
Nível do mar [0m]	35,9178	3,0136
Teresina [72m]	35,9178	3,0136
São José dos Campos [600m]	35,9178	3,0150

Fonte: Autor

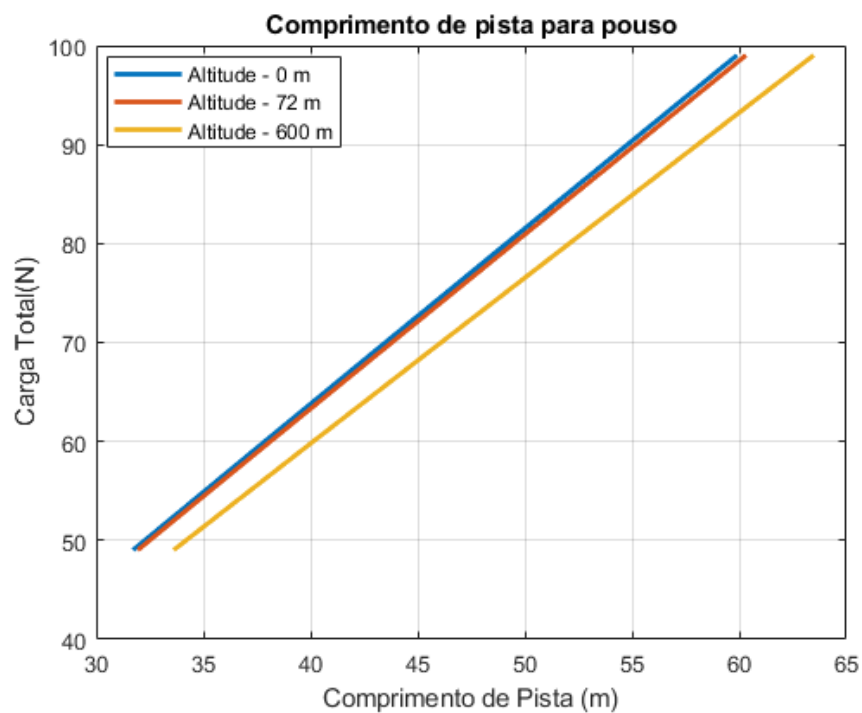
Além disso, é possível visualizar graficamente o comportamento das cargas relacionadas às corridas de decolagem e pouso. Vale notar que, normalmente, a decolagem deve acontecer em até 50 m enquanto o pouso deve ser feito em até 100 m, estando assim dentro das estimativas.

Figura 35 – Estimativa da corrida de decolagem em relação à carga



Fonte: Autor

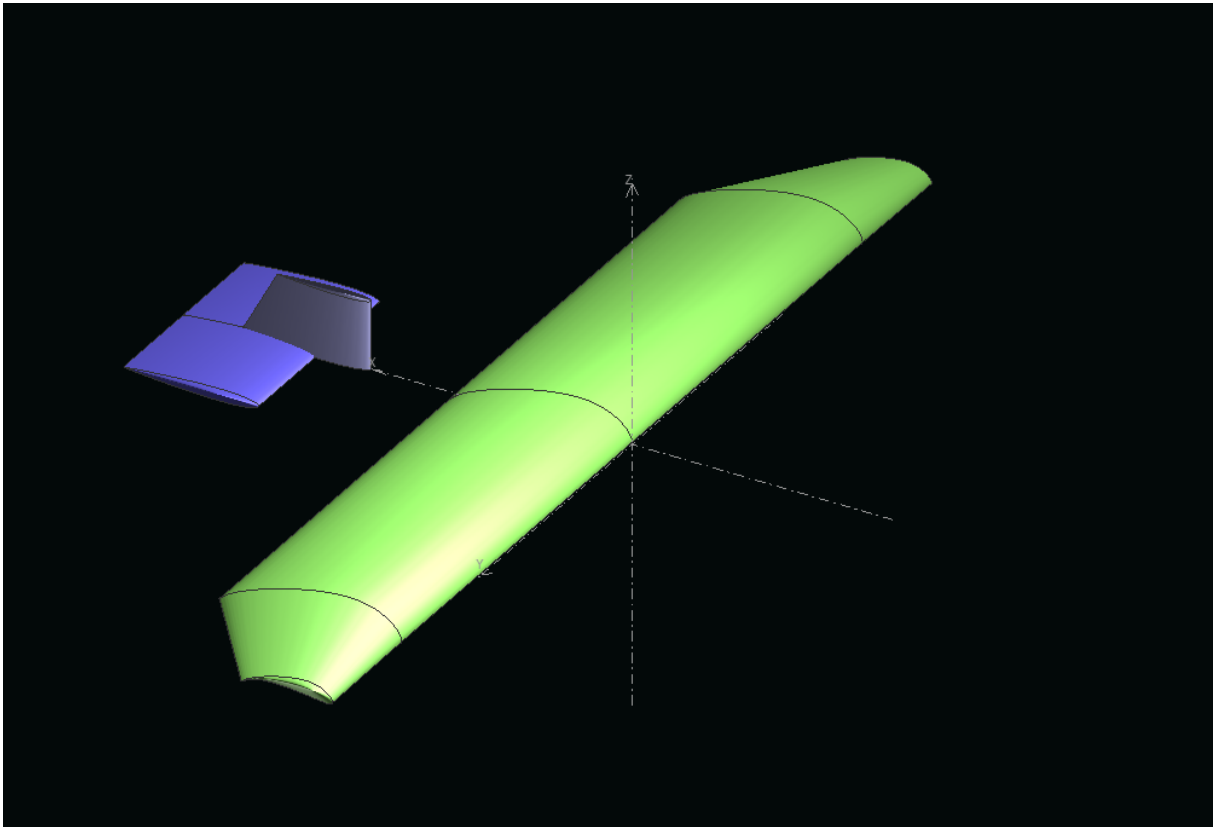
Figura 36 – Estimativa da corrida de pouso em relação à carga



Fonte: Autor

A aeronave possui a seguinte forma ao final da fase de projeto conceitual:

Figura 37 – Configuração inicial da aeronave



Fonte: Autor

Os resultados obtidos mostraram-se satisfatórios se comparados a outras aeronaves projetadas pela equipe. Em relação ao último projeto realizado para competição, o algoritmo desenvolveu uma configuração 16% mais eficiente e com menor tempo.

Entretanto, o algoritmo necessita de maior atenção para tornar a equipe mais competitiva. Uma vez que comparada aos trabalhos de Kunz *et al.* (2019), Bortolon (2019) e Ávila (2019), o algoritmo apresenta valores próximos mas não o suficiente para ultrapassá-los.

5 CONCLUSÃO

Neste trabalho, foi desenvolvido um algoritmo de otimização multidisciplinar baseado em algoritmo genético para o dimensionamento de uma aeronave para a competição SAE Brasil AeroDesign na categoria regular. O algoritmo foi implementado em Matlab e utilizou dados aerodinâmicos obtidos por meio de simulações CFD dos perfis da asa e da empenagem. O algoritmo gerou uma população inicial de candidatos, avaliou seus desempenhos, selecionou os mais aptos, realizou cruzamento e mutação entre eles e repetiu o processo até atingir um critério de parada.

O resultado foi uma configuração ótima que maximizou o peso máximo de decolagem da aeronave, atendendo às restrições geométricas e de estabilidade impostas pelo regulamento da competição. Além disso, comparando ao último projeto de aeronave desenvolvido pela equipe, a otimização gerou uma melhora de 16% em relação ao mtow da aeronave projetada na última competição.

Dito isso, esse método possibilitou a equipe Sol do Equador desenvolver um maior número de configurações possíveis de aeronaves em um curto período de tempo, aumentando assim a competitividade em relação a outras equipes. Os parâmetros utilizados para este algoritmo foram: mtow; envergadura da asa; corda raiz da asa; afilamento da asa; porcentagem da asa retangular; corda raiz do EH; ângulo de incidência da asa.

Com esses parâmetros definidos, concluiu-se que o mtow afeta o dimensionamento da estrutura, do trem de pouso, dos sistemas de controle e do motor da aeronave, bem como a sua autonomia, alcance e capacidade de carga. Quanto maior o mtow, maior deve ser a potência do motor e a resistência da estrutura, o que implica em maior custo e complexidade do projeto.

A envergadura da asa afeta a sustentação, a resistência aerodinâmica, a estabilidade e a manobrabilidade da aeronave. Quanto maior a envergadura, maior é a sustentação e menor é a resistência induzida, o que melhora a eficiência da aeronave. Porém, uma envergadura muito grande pode comprometer a estabilidade e a manobrabilidade, além de aumentar o peso e o arrasto parasita da estrutura.

A corda raiz da asa afeta a área da asa, que é um fator importante para determinar a sustentação e a resistência aerodinâmica da aeronave. Quanto maior a corda raiz, maior é a área da asa e, conseqüentemente, maior é a sustentação gerada. Porém, uma corda raiz muito grande também aumenta a resistência aerodinâmica e o peso da estrutura, o que pode reduzir a eficiência da aeronave.

Já a corda raiz da empenagem horizontal afeta a área do EH, que é um fator importante para determinar o momento de arfagem e a estabilidade longitudinal da aeronave. Quanto maior a corda raiz do EH, maior é a área do EH e, conseqüentemente, maior é o momento de arfagem gerado. Porém, uma corda raiz muito grande também aumenta a resistência aerodinâmica e o peso da estrutura, o que pode reduzir a eficiência da aeronave.

A porcentagem da asa retangular, fração da envergadura da asa que possui uma forma retangular, afeta a distribuição da sustentação e da resistência ao longo da envergadura da asa, bem como a sua estabilidade e manobrabilidade. Quanto maior a porcentagem da asa retangular, maior é a sustentação e a resistência na raiz da asa, o que melhora a estabilidade e a manobrabilidade da aeronave. Porém, uma porcentagem muito grande também aumenta a sustentação e a resistência na ponta da asa, o que aumenta o arrasto induzido e o efeito de ponta de asa.

O ângulo de incidência afeta o ângulo de ataque e o coeficiente de sustentação da asa, bem como a sua estabilidade e manobrabilidade. Quanto maior o ângulo de incidência, maior é o ângulo de ataque e o coeficiente de sustentação da asa, o que melhora a capacidade de decolagem e aterragem da aeronave. Porém, um ângulo de incidência muito grande também aumenta a resistência aerodinâmica e o risco de estol da asa, o que pode comprometer a segurança e a eficiência da aeronave.

O algoritmo também permitiu analisar as curvas de tração, potência e velocidade do grupo moto-propulsor. O trabalho contribuiu para o desenvolvimento de novas metodologias de projeto de aeronaves, proporcionando à equipe Sol do Equador uma ferramenta poderosa para o dimensionamento de suas aeronaves. Além disso, o trabalho mostrou que o algoritmo genético é uma técnica eficiente e robusta para a otimização multidisciplinar em projetos aeronáuticos.

6 TRABALHOS FUTUROS

O algoritmo apresentou bons resultados, entretanto há aspectos que precisam de melhorias. Esse trabalho teve foco na otimização para categoria regular, e ainda por cima em uma configuração de asa mista e monoplana. Para trabalhos futuros, seria interessante adaptar e expandir o algoritmo para as outras categorias da competição, como a categoria micro e a categoria advanced. Além disso, é interessante trabalhar com configurações com mais de uma asa além de suas demais geometrias.

Outro ponto de melhoria, seria integrar uma ferramenta de otimização para perfis, buscando melhorar assim os dados de entrada para o algoritmo, além de implementar um novo estudo para a caracterização do grupo moto-propulsor.

Embora o algoritmo genético seja uma técnica robusta e eficiente para a otimização multidisciplinar, existem outras técnicas de otimização que poderiam ser exploradas em trabalhos futuros, como a otimização por enxame de partículas ou a otimização baseada em gradiente.

Seria interessante realizar uma validação experimental dos resultados obtidos pelo algoritmo, construindo um protótipo da aeronave otimizada e comparando seu desempenho com as previsões do algoritmo.

Por fim, para facilitar o uso do algoritmo por outros membros da equipe, poderia ser desenvolvida uma interface gráfica que permitisse aos usuários definir os parâmetros de entrada, executar o algoritmo e visualizar os resultados de forma intuitiva.

REFERÊNCIAS

- ALVARADO, R. J. P. **Desenvolvimento do método RANS para escoamento incompressível ao redor de geometrias simples bidimensionais**. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2009.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. McGraw, 2016.
- ÁVILA, E. J. d. M. *Utilização do algoritmo genético para otimização de uma aeronave para a competição sae aerodesign*. 2019.
- BORTOLON, W. C. *Otimização da aerodinâmica de aeronave para a competição sae brasil aerodesign utilizando algoritmo genético*. 2019.
- CENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Mecânica dos fluidos-3**. [S.l.]: Amgh Editora, 2015.
- CORREA, P. J. S. *Estudo de caso: estabilidade estática e dinâmica projeto sae-aerodesign mamutes do cerrado 2018*. 2019.
- DOUVI, C. E.; TSAVALOS, I. A.; MARGARIS, P. D. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a national advisory committee for aeronautics (naca) 0012 airfoil. **Journal of Mechanical Engineering Research**, Academic Journals, v. 4, n. 3, p. 100–111, 2012.
- GARCIA, J. H. *et al.* *Otimização multidisciplinar de projeto conceitual de aeronave*. Joinville, SC, 2020.
- JR, J. D. A. **Fundamentos de engenharia aeronáutica**. [S.l.]: AMGH Editora, 2015.
- JÚNIOR, P. R. C. **Otimização multidisciplinar em projeto de asas flexíveis utilizando metamodelos**. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2011.
- KHAN, S. A.; BASHIR, M.; BAIG, M. A. A.; ALI, F. A. G. M. Comparing the effect of different turbulence models on the cfd predictions of naca0018 airfoil aerodynamics. **CFD Letters**, v. 12, n. 3, p. 1–10, 2020.
- KUNDU, A. K.; PRICE, M. A.; RIORDAN, D. **Conceptual Aircraft Design: An Industrial Approach**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2019.
- KUNZ, F. T. *et al.* *Otimização numérica aplicada no projeto conceitual de aeronave sae aerodesign utilizando a técnica de regressão de kriging*. Joinville, SC, 2019.
- LAGE, C. M. *Otimização do projeto de estruturas treliçadas formadas por perfis tubulares soldados, usando algoritmos genéticos e método dos elementos finitos*. 2019.
- MATOS, L. V. D. S.; PESSOA, L. M.; MELO, D. B. D. *Otimização por algoritmo genético em asas de aeronaves cargueiras radio controladas para competições de aerodesign*.
- PEREIRA, O. I. *et al.* *Algoritmo genético especializado aplicado à otimização do planejamento de redes óticas passivas*. Universidade Estadual do Oeste do Paraná, 2020.
- RAYMER, D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018.

RODRIGUES, L. Fundamentos da engenharia aeronáutica—aplicações ao projeto sae-aerodesign. **São Paulo: IF São Paulo**, 2014.

ROSA, E. Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição sae aerodesign. **Santa Catarina: UFSC Centro Tecnológico**, 2006.

ROSKAM, J.; LAN, C.-T. E. **Airplane aerodynamics and performance**. [S.l.]: DARcorporation, 1997.

SILVA, A. L. R. d. **Seleção de atributos para apoio ao diagnóstico do câncer de mama usando imagens termográficas, algoritmos genéticos e otimização por enxame de partículas**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Pernambuco, 2019.

SOUZA, D. A. C. de; CARVALHO, A. L. C. de; FILHO, S. L. M. R.; LAHR, F. A. R.; CHRISTOFORO, A. L. Evaluation of dimensional and aerodynamic parameters for an aircraft radio controlled through genetic algorithms and design of experiments. **International Journal of Statistics and Applications**, Citeseer, v. 3, n. 3, p. 59–63, 2013.

TORENBEEK, E. **Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2013.

XIONG, Y.; MOSCINSKI, M.; FRONTERA, M.; YIN, S.; DEDE, M.; PARADIS, M. Multidisciplinary design optimization of aircraft combustor structure: An industry application. **AIAA journal**, v. 43, n. 9, p. 2008–2014, 2005.

APÊNDICE A – FUNCTION PARA OS VALORES CONSTANTES DO CÓDIGO

```

1 function [h,mi_d, mi_p, g, P0, T0, rho, Lg, R, M, C_Fe, r,
   cv, rho_m, db,...
2     bm, l_fuselagem, np, c, a, massa_unit_carga, esp_chapa,
   ...
3     S_corrida, S_fapleron, acel_angular, estol, bht_max,
   ...
4     percent_min_b, percent_max_b, percent_b_aileron, ...
5     percent_c_aileron, percent_min_b_acel, t] = constantes
6
7     % Altitude em rela o ao n vel do mar [m]:
8     h = [0 72 600]; % N vel do mar, Teresina e S o Jos
   dos Campos
9
10    % Coeficiente de atrito para corrida de decolagem:
11    mi_d = 0.03;
12
13    % Coeficiente de atrito para corrida de pouso:
14    mi_p = 0.1;
15
16    % Gravidade [m/s ]:
17    g = 9.80665;
18
19    % Press o padr o ao n vel do mar [Pa]
20    P0 = 101.325e3;
21
22    % Temperatura atmosf rica padr o ao n vel do mar [
   C ]:
23    T0_C = 15;
24
25    % Temperatura atmosf rica padr o ao n vel do mar [K
   ]:

```

```
26 T0 = T0_C + 273.15;
27
28 % Densidade do ar ao n vel do mar [kg/m ]:
29 rho = 1.225;
30
31 % Taxa de gradiente adiab tico [K/m]:
32 Lg = 0.0065 ;
33
34 % Constante do g s ideal [J/mol.K]:
35 R = 8.31447;
36
37 % Massa molar do ar seco [g/mol]:
38 M = 0.0289644;
39
40 % Coeficiente de atrito de superf cie:
41 C_Fe = 0.0055; % Raymer
42
43 % Raio da roda do trem de pouso principal [m]:
44 r = 0.05;
45
46 % Carga vazia da aeronave [kg]:
47 cv = 2.5;
48
49 % Densidade da carga [g/cm ]:
50 rho_m = 7.6;
51
52 % Dist ncia da bequilha para o bordo de ataque da asa
    [m]:
53 db = 0.06;
54
55 % Dimens o do ber o do motor [m]:
56 bm = 0.28;
57
```

```

58      % Largura da fuselagem [m]:
59      l_fuselagem = 0.1;
60
61      % Efici ncia do profundor:
62      np = 0.9;
63
64      % Largura da carga [m]:
65      c = 0.07;
66
67      % Comprimento da carga [m]:
68      a = 0.25;
69
70      % Massa de cada chapa de carga [kg]:
71      massa_unit_carga = 0.850;
72
73      % Espessura de cada chapa de carga [cm]:
74      esp_chapa = 0.7;
75
76      % Comprimento de pista para corrida [m]:
77      S_corrida = 50;
78
79      % Comprimento de pista para flaperon [m]:
80      S_fapleron = S_corrida;
81
82      % Acelera o angular para rolagem [graus.s-2]
83      acel_angular = 10;
84
85      % Angulo de estol da EH/profundor (rad)20 :
86      estol = 0.244;
87
88      % Envergadura m xima para o profundor [m]:
89      bht_max = 1;
90

```

```
91      % Porcentagem de carga m nima na bequilha:
92      percent_min_b = 0.095;
93
94      % Porcentagem de carga m xima na bequilha:
95      percent_max_b = 0.15;
96
97      % Porcentagem de envergadura do aileron:
98      percent_b_aileron = 0.5;
99
100     % Porcentagem da corda do aileron:
101     percent_c_aileron = 0.2;
102
103     % Porcentagem m mima de carga na bequilha com
104         acelera o
105     percent_min_b_acel = 0.05;
106
107     % Espessura do perfil [m]:
108     t = 0.01;
109 end
```

APÊNDICE B – FUNCTION PARA IMPORTAÇÃO DAS ANÁLISES DE PERFIS

```

1 function [alfa_asa,cl_asa,cm_asa,a0_asa, a0_asa_rad,
    alfa_eh,cl_eh, ...
2     cm_eh, a0_eh,a0_eh_rad, alfa_ev,cl_ev, cm_ev, a0_ev,
    a0_ev_rad] = dados_perfis
3 %% Diretorio de importação:
4 cd C:\Users\joaom\Documents\TCC\Final\
5
6 % Perfil da asa:
7 perfil_asa = dlmread("TCC\Final\perfil_asa.txt");
8     % ngulo de ataque da asa [ ]:
9     alfa_asa = perfil_asa(:,1);
10    % Coeficiente de sustentação da asa:
11    cl_asa = perfil_asa(:,2);
12    % Coeficiente de momento da asa:
13    cm_asa = perfil_asa(:,5);
14    % Coeficiente angular da curva cl da asa [grau^-a]:
15    a0_asa = (cl_asa(20)-cl_asa(10))/(alfa_asa(20)-alfa_asa
        (10));
16    % Coeficiente angular da curva cl da asa [rad^-1]:
17    a0_asa_rad = deg2rad(a0_asa);
18
19 % Perfil EH:
20 perfil_eh = dlmread("TCC\Final\perfil_EH.txt");
21    % ngulo de ataque da empenagem horizontal [ ]:
22    alfa_eh = perfil_eh(:,1);
23    % Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal:
24    cl_eh = perfil_eh(:,2);
25    % Coeficiente de momento da empenagem horizontal:
26    cm_eh = perfil_eh(:,5);
27    % Coeficiente angular da curva cl da empenagem
        horizontal [grau^-a]:

```

```

28     a0_eh = (cl_eh(5)-cl_eh(1))/(alfa_eh(5)-alfa_eh(1));
29     % Coeficiente angular da curva cl da empenagem
        horizontal [rad^-1]:
30     a0_eh_rad = deg2rad(a0_eh);
31
32 % Perfil EV:
33 perfil_ev = dlmread("TCC\Final\perfil_EV.txt");
34     % ngulo de ataque da empenagem vertical [ ]:
35     alfa_ev = perfil_ev(:,1);
36     % Coeficiente de sustentação da empenagem vertical:
37     cl_ev = perfil_ev(:,2);
38     % Coeficiente de momento da empenagem vertical:
39     cm_ev = perfil_ev(:,5);
40     % Coeficiente angular da curva cl da empenagem vertical
        [grau^-a]:
41     a0_ev = (cl_ev(5)-cl_ev(1))/(alfa_ev(5)-alfa_ev(1));
42     % Coeficiente angular da curva cl da empenagem vertical
        [rad^-1]:
43     a0_ev_rad = deg2rad(a0_ev);
44
45
46 end

```

APÊNDICE C – FUNCTION PARA MAPEAMENTO

```

1 function delta = mapeamento(AR,lambda)
2
3 %% DELTA:
4
5 % Função obtida do trabalho de VILA ( Ele relaciona
   o modelo real com
6 % uma aproximação para o matlab)
7
8 % CURVAS DO GRÁFICO DE SIGMA:
9
10 x_AR=[0 0.0214 0.0455 0.0636 0.0909 0.0968 0.1364
        0.1673 0.2000 ...
11        0.2327 0.3136 0.4000 0.6000 0.8000 1.0091];
12 y_AR4=[0.0800 0.0522 0.0365 0.0261 0.0174 0.0139
        0.0104 0.0052 ...
13        0.0043 0.0026 0 0.0013 0.0096 0.0197 0.0365];
14 y_AR6=[0.1078 0.0870 0.0661 0.0487 0.0348 0.0261
        0.0191 0.0122 ...
15        0.0087 0.0052 0.0035 0.0052 0.0191 0.0400
        0.0678];
16 y_AR8=[0.1287 0.1026 0.0835 0.0626 0.0470 0.0383
        0.0278 0.0191 ...
17        0.0139 0.0104 0.0070 0.0087 0.0278 0.0591
        0.0974];
18 y_AR10=[0.1600 0.1391 0.1165 0.0939 0.0748 0.0557
        0.0417 0.0303 ...
19        0.0209 0.0157 0.0087 0.0104 0.0330 0.0713
        0.1200];
20
21 % VERIFICAÇÃO DO AFILAMENTO MAIS PRÓXIMO NO
   GRÁFICO:

```

```

22
23     x_interp=[0:0.01:1];
24     dif=abs(x_interp-lambda);
25     [v,p]=min(dif);
26     afi=x_interp(p);
27
28     % VERIFICA O DO VALOR DE SIGMA:
29
30     if (AR>=4 && AR<=6) || AR<4
31         y_min = interp1(x_AR,y_AR4,afi); %valor da
           curva inferior
32         y_max = interp1(x_AR,y_AR6,afi); %valor da
           curva superior
33         x = [4 6];
34         y = [y_min y_max];
35         delta = interp1(x,y,AR);
36
37     elseif AR>=6 && AR<=8
38         y_min = interp1(x_AR,y_AR6,afi); %valor da
           curva inferior
39         y_max = interp1(x_AR,y_AR8,afi); %valor da
           curva superior
40         x = [6 8];
41         y = [y_min y_max];
42         delta = interp1(x,y,AR);
43
44     elseif (AR>=8 && AR<=10) || AR>10
45         y_min = interp1(x_AR,y_AR8,afi); %valor da
           curva inferior
46         y_max = interp1(x_AR,y_AR10,afi); %valor da
           curva superior
47         x = [8 10];
48         y = [y_min y_max];

```

```
49         delta = interp1(x,y,AR);  
50     end  
51 end
```

APÊNDICE D – FUNCTION PARA EFEITO DE ALTITUDE

```

1 function [rhoh, dens_relat] = efeito_altitude (P0, Lg, h,
    T0, g, M, R, rho)
2
3     for j = 1:length(h)
4
5         % Pressão em função da altitude [Pa]:
6         P(j) = P0.*(1 - Lg.*h(j)/T0).^(g*M/(R*Lg));
7
8         % Temperatura em função da altitude [K]:
9         T(j) = T0 - Lg.*h(j);
10
11        %Densidade em função da altitude [Kg/m^3]
12        rhoh(j) = (M*P(j))/(R*T(j));
13
14    end
15
16    % Densidade relativa [Kg/m^3]:
17    dens_relat = rhoh./rho;
18
19 end

```

APÊNDICE E – CÓDIGO DE DESENVOLVIMENTO DA AERONAVE

```

1  %% IFPI - Campus Teresina Central
2
3  % Bacharelado em Engenharia Mecânica
4  % Aluno: João Marcos Batista Ribeiro
5  % Matrícula: 20191EME0176
6
7  % Algoritmo genético desenvolvido para o projeto
   conceitual de uma
8  % aeronave categoria regular monoplana
9  % Equipe Sol do Equador AeroDesign
10
11 % Limpa toda a workspace antes de iniciar o programa
12 clc, clear all, close all
13
14 %% Parâmetros iniciais do programa
15
16 % Número de variáveis:
17 n_variaveis = 10;
18 % Número de indivíduos filhos gerados pelo código:
19 n_filhos = 80;
20 % Matriz de indivíduos de maior interesse no final do
   programa:
21 n_individuos_fortes = 100;
22 % Tamanho da matriz variável:
23 m_variavel = 20;
24 % Tamanho da população:
25 pop = n_filhos + m_variavel;
26 % Número de gerações incrementadas:
27 n_geracao = 50;
28 % Número de indivíduo pre-definidos com suas respectivas
   variáveis:

```

```

29 n_indivuiuos_predefinidos = 0;
30 % Indivuiuos que ser o mostrados ao final do programa:
31 n_indivuiuos_finais = 10;
32 % N mero de indivuiuos dentro da popula o que podem se
    reproduzir:
33 n_indivuiuos_reproducao = 100;
34 % Fator de multiplica o da aptid o dos indivuiuos:
35 fx = 1000;
36 % Identifica o do indivuiuo mais forte de cada gera o
    :
37 forca_maior = 1;
38
39 %% Function que retorna os valores das constantes do
    programa
40 [h,mi_d, mi_p, g, P0, T0, rho, Lg, R, M, C_Fe, r, cv,
    rho_m, db,...
41 bm, l_fuselagem, np, c, a, massa_unit_carga, esp_chapa,
    ...
42 S_corrida, S_fapleron, acel_angular, estol, bht_max,
    ...
43 percent_min_b, percent_max_b, percent_b_aileron, ...
44 percent_c_aileron, percent_min_b_acel, t] = constantes;
45
46 %% Function que retorna os valores dos dados de perfis
47 [alfa_asa,cl_asa,cm_asa,a0_asa, a0_asa_rad, alfa_eh,
    cl_eh, ...
48 cm_eh, a0_eh,a0_eh_rad, alfa_ev,cl_ev, cm_ev, a0_ev,
    a0_ev_rad] = dados_perfis;
49
50 %% Tra o dispon vel fornecida pelo motor
51
52 % Velocidade angular escolhida para o motor:
53 rpm = 10100;

```

```

54 % Função empuxo obtida através da interpolação de
    dados do fabricante:
55 Td = @(v)((0.0000001*rpm - 0.0007)*v^3 + (-0.0000047*rpm +
    0.0141)...
56     *v^2 + (0.0000338*rpm - 0.5603)*v + (0.008714*rpm -
    48.441));
57
58 %% Geração dos indivíduos iniciais
59
60 % Matriz de variáveis:
61 variaveis = [linspace(90, 140, m_variavel) % Mtow [kg]
62     linspace(1.7,2.2, m_variavel) % Envergadura da asa [m]
63     linspace(0.35,0.5,m_variavel) % Corda raiz da asa [m]
64     linspace(0.5,0.7, m_variavel) % Afilamento da asa
65     linspace(0.5,0.8, m_variavel) % Porcentagem da asa
        retangular
66     linspace(0.2,0.3, m_variavel) % Corda raiz do EH [m]
67     linspace(0,3, m_variavel) % ângulo de incidência da
        asa [°]
68     linspace(1.2,1.4, m_variavel) % Comprimento máximo da
        aeronave [m]
69 ];
70
71 % Geração de indivíduos iniciais:
72 for k = 1:1:pop
73     e = randi(m_variavel,1,n_variaveis-2);
74     % Inicia a escolha das variáveis coletando os números
        de e
75     for linha_variavel = 1:1:n_variaveis-2
76         individuo(linha_variavel,k) = variaveis(
            linha_variavel,(e(linha_variavel)));
77     end
78

```

```

79      % Posição do centro de sustentação do conjunto asa
      + fuselagem [m]:
80      Xacwf = bm + 0.3*indivíduo(3,k);
81      escolha_cg = Xacwf;
82
83      % Variação do trem de pouso em função da corda da
      asa e do cg [m]:
84      MG = linspace(escolha_cg, escolha_cg + 0.05, k);
85      escolha_mg = MG(k);
86
87      % Acoplamento das novas características no indivíduo:
88      indivíduo(n_variaveis-1,k) = escolha_cg;
89      indivíduo(n_variaveis,k) = escolha_mg;
90 end
91
92 % Início do loop de geração de indivíduos
93 for gr = 1:1:n_geracao
94
95     %% Dimensionamento da aeronave
96
97     % Matriz de armazenamento de dados da aeronave:
98     matriz_dados = [];
99
100    % Início do loop para seleção individual de cada
    indivíduo
101    for ind = 1:1:pop
102        % Seleção das configurações do indivíduo atual
        :
103        indivíduo_atual = indivíduo(1:n_variaveis,ind);
104        % Peso da aeronave do indivíduo atual [N]:
105        W = indivíduo_atual(1);
106        % Envergadura da asa do indivíduo atual [m]:
107        b_asa = indivíduo_atual(2);

```

```

108      % Corda raiz da asa do individuo atual [m]:
109      cr_asa = individuo_atual(3);
110      % Afilamento da corda da asa do individuo atual [m
      ]:
111      lambda = individuo_atual(4);
112      % Percentual da rea retangular do individuo
      atual:
113      porcent_retangular = individuo_atual(5);
114      % Corda raiz da empenagem horizontal [m]:
115      cr_ht = individuo_atual(6);
116      % ngulo de incidncia da asa do individuo atual
      [ ]:
117      alfa_i = individuo_atual(7);
118      % Comprimento mximo do individuo atual [m]:
119      Lmax = individuo_atual(8);
120      % Posi o do CG da aeronave [m]:
121      Xcg = individuo_atual(9);
122      % Posi o do trem de pouso [m]:
123      Xmg = individuo_atual(10);
124
125      % Restri o geom trica
126
127      % Altura total da aeronave [m]:
128      H = 2.9 - b_asa;
129
130      % Carga e rolagem
131
132      % Massa total da aeronave [kg]:
133      m = W/g;
134      % Carga til da aeronave [kg]:
135      cu = m - cv;
136      % Tamanho das chapas de carga [m]:
137      b = ceil((cu/massa_unit_carga)*esp_chapa)/100;

```

```

138      % Distância entre a ponta da hélice e o CA da asa
      [m]:
139      Xacwf = bm + 0.3*cr_asa;
140      % Distância entre a ponta da hélice e o CA da
      empenagem horizontal [m]:
141      Xach = Lmax - 0.7*cr_ht;
142      % Eixo de tração do motor [m]:
143      Zt = 0.2;
144      % Altura da asa para o solo [m]:
145      Zd = b + r;
146
147      % Cálculo da asa
148
149      % Envergadura da parte retangular da asa [m]:
150      b_retangular = b_asa*porcent_retangular;
151      if porcent_retangular == 1
152          % Corda na ponta da asa [m]:
153          ct_asa = cr_asa;
154          % Corda média aerodinâmica [m]:
155          c_med_asa = cr_asa;
156      else
157          % Corda na ponta da asa [m]:
158          ct_asa = cr_asa*lambda;
159          % Corda média aerodinâmica [m]:
160          c_med_asa = (2/3)*cr_asa*((1+lambda+lambda^2)
              /(1+lambda));
161      end
162      % Área da asa [m²]:
163      S_asa = b_retangular*cr_asa + (b_asa - b_retangular
          )*(cr_asa + ...
164          ct_asa)/2;
165      % Área da asa real [m²]:
166      S_asa_real = S_asa - cr_asa*l_fuselagem;

```

```

167      % rea da asa molhada [m ]:
168      Swet_asa = S_asa*(1.977+0.52*(t/c_med_asa));
169      % Alongamento da asa:
170      if ct_asa == cr_asa
171          AR_asa = b_asa/c_med_asa;
172      else
173          AR_asa = (b_asa^2)/S_asa;
174      end
175
176      % Corre o para CL da asa
177
178      % Function de mapeamento do valor delta:
179      delta = mapeamento(AR_asa,lambda);
180
181      % Coeficiente de eficiencia da asa:
182      episilon = 1/(1+delta);
183      % Coeficiente de Oswald:
184      e0 = 0.75*episilon;
185      % Constante de proporcionalidade da polar:
186      K = 1/(pi*episilon*AR_asa);
187      % Coeficiente de arrasto parasita:
188      Cd0 = (S_asa/Swet_asa)*C_Fe;
189      % Coeficiente angular da asa:
190      coef_asa = a0_asa/(1+(57.3*a0_asa/(pi*episilon*
          AR_asa))));
191      % Corre o CL asa:
192      Cl = 0.9*interp1(alfa_asa,cl_asa,alfa_i,'linear');
193      % Coeficiente de sustentacao maxima do perfil:
194      Cl_max = 0.9*max(cl_asa);
195      % Coeficiente de arrasto induzido:
196      Cdi = (Cl^2)/K;
197
198      % Corrida de decolagem sem EH

```

```

199
200      % Velocidade de incremento [m/s]:
201      vi = [0];
202      % Comprimento de pista de incremento [m]:
203      Si = [0];
204      % Acelera o de incremento [m/s ]:
205      aceli = [0];
206      % Tra o de incremento [N]:
207      Ti = [0];
208      % Sustenta o da asa de incremento [N]:
209      Lwi =[0];
210      % Delta t de incremento [s]:
211      ti = 0.2;
212      % Acelera o m xima [m/s ]:
213      acel_max = 0;
214
215      % Function que correlaciona o efeito de altitude
216      [rhoh, dens_relat] = efeito_altitude (P0, Lg, h, T0
          , g, M, R, rho);
217
218      for i = 1:50
219          % Incremento da velocidade [m/s]:
220          vi(i+1) = vi(i)+aceli(i)*ti;
221          % Incremento da tra o dispon vel [N]:
222          Ti(i+1) = Td(vi(i+1))*dens_relat(3);
223          % Incremento da sustenta o da asa [N]:
224          Lwi(i+1) = (rhoh(3)*vi(i+1)^2*S_asa_real*C1)/2;
225          % Coeficiente de arrasto:
226          CD = Cd0 + K*(C1)^2;
227          % Arrasto da asa [N]:
228          D = (rhoh(3)*vi(i+1)^2*S_asa_real*CD)/2;
229          % For a de atrito com o solo [N]
230          f_atrito = mi_d*(W-Lwi(i+1));

```

```

231         % Acelera o do avião no solo [m/s ]:
232         aceli(i+1) = g*(Ti(i+1)-D-mi_d*(W-Lwi(i+1)))/W;
233         % Comprimento de pista corrida [m]:
234         Si(i+1) = Si(i)+vi(i+1)*(ti)+aceli(i+1)*(ti^2)
           /2;
235         if aceli(i+1)>acel_max
236             accel_max=aceli(i+1);
237         end
238     end
239     if ~any(isnan(vi))
240         % Velocidade para rolagem ao chegar nos 50
           metros [m/s]:
241         vlo = vi(find(Si>S_corrida,1));
242         % Acelera o no momento de rolagem [m/s ]:
243         accel = aceli(find(Si>S_corrida,1));
244         % Tração do motor no momento da rolagem [N]:
245         T = Ti(find(Si>S_corrida,1));
246         % Sustenta o da asa ao término da corrida [
           N]:
247         Lw = Lwi(find(Si>S_corrida,1));
248     else
249         % Velocidade para rolagem ao chegar nos 50
           metros [m/s]:
250         vlo = 1;
251         % Acelera o no momento de rolagem [m/s ]:
252         accel = 1;
253         % Tração do motor no momento da rolagem [N]:
254         T = 10;
255         % Sustenta o da asa ao término da corrida [
           N]:
256         Lw = 10;
257     end
258

```

```

259      % C lculo do EH
260
261      % Coeficiente de momento da asa:
262      Cm_asa = interp1(alfa_asa, cm_asa, alfa_i,"linear")
          ;
263      % Posi o do CA em rela o a corda m dia
          aerodin mica [m]:
264      Xac = 0.25;
265      % Posi o do CG em rela o a corda m dia
          aerodin mica [m]:
266      Xcg = 0.25;
267      % Posi o do CA do EH para o CG [m]:
268      lht = Xach - Xacwf;
269      % Coeficiente de momento ao redor do CA do EH para
          alfa = 0 :
270      CM_EH0 = -cm_eh(find(alfa_eh==0,1));
271      % Coeficiente de sustent a o da asa para alfa = 0
          :
272      CL0 = 0.9*cl_asa(find(alfa_asa,1));
273      % Coeficiente de oswald para alfa = 0 :
274      e02 = (2*CL0)/(pi*AR_asa);
275      % Rela o de mudan a de ngulo :
276      de = (2*a0_asa_rad)/(pi*AR_asa);
277      % Derivada de estabilidade longitudinal do avi o [
          rad]:
278      CM_alfa = -0.6371;
279      % Grau de estabilidade do avi o :
280      ME = 0.13;
281      % Coeficiente de momento ao redor do CG do avi o
          para alfa = 0 :
282      CM0 = 0.02;
283      %-----EH que cumpre o requisito
          1-----

```

```

284 SH1 = [(a0_asa_rad*(Xcg-Xac)-CM_alfa)*S_asa*
        c_med_asa]/...
285     [np*lht*a0_eh_rad*(1-de)];
286 %-----EH que cumpre o requisito
        2-----
287 SH2 = [S_asa*c_med_asa*a0_asa_rad*(ME-Xac+Xcg)]/...
288     [lht*np*a0_eh_rad*(1-de)];
289 vetor_SH = [SH1 SH2];
290 Sh_estabilidade = min(vetor_SH);
291 % Incidência do EH [rad]:
292 it = e02 + (deg2rad(alfa_i))-(CM0-Cm_asa-CL0*(Xcg-
        Xac)-CM_EH0)*...
293     ((S_asa*c_med_asa)/(np*a0_eh_rad*
        Sh_estabilidade*lht));
294 % Incidência do EH [ ]:
295 it = rad2deg(it);
296 % Momento da asa [N]:
297 Macwf = rhoh(3)*(vlo.^2)*Cm_asa*S_asa_real*
        c_med_asa;
298
299 % Momento de inércia da carga
300
301 % Momento de inércia no CG [N/m ]:
302 Icg = cu*(a^2 + b^2)/12;
303 % Distância entre o CG da carga at o trem de
        pouso [m]:
304 dc = sqrt((b/2 + r)^2 + (Xmg-Xcg)^2);
305 % Momento de inércia - eixos paralelos [N/m ]:
306 Iyymg_c = Icg + cu*dc^2;
307 % Altura do CG [m]:
308 Zcg = b/2 + r;
309 Zmg = 0;
310

```

```

311      % Momento de inércia da aeronave
312
313      % Distância do cg para a roda - solo [m]:
314      dcg_roda = sqrt(((Xacwf-Xcg))^2+(r+b/2)^2);
315      % Momento de inércia no cg [N/m^2]:
316      Icg_a=0.34;
317      % Momento de inércia na rolagem [N/m^2]:
318      Iyymg_a = Icg_a + cv*dcg_roda^2;
319      % Momento de inércia total na rolagem [N/m^2]:
320      Iyymg_total = Iyymg_a + Iyymg_c;
321      Lh = (Xmg*(Lw-W)-Iyymg_total*acel_angular+D*(Zd-Zmg
          )-T*(Zt-Zmg)+...
322          m*acel*(Zcg-Zmg)+Macwf+W*Xcg-Lw*Xacwf)/(Xach-
          Xmg);
323      % Coeficiente de sustentação do EH:
324      Cl_eh = 0.9*interp1(alfa_eh,cl_eh,10,'linear');
325      % rea do profundor necessário para rolagem [m^2]:
326      Sh_rolagem = -(Lh*2)/(Cl_eh*rhoh(3)*vlo.^2);
327      % Definição do profundor que atenda as duas
          exigências:
328      Sht=min([Sh_rolagem Sh_estabilidade]);
329
330      % Análise de rolagem
331
332      % Tempo para a aeronave rolar antes dos 60 m [s]:
333      t_r = (60-S_corrida)/vlo;
334      % ângulo de ataque final da aeronave [°]:
335      teta_final = acel_angular*(t_r)^2/2;
336      % ângulo de ataque da asa ao fim da rolagem [°]:
337      asa_ataque = teta_final+alfa_i;
338
339      % Correção de CL e análise de restrições

```

```

340     Cl_rolagem = 0.9*interp1(alfa_asa,cl_asa,asa_ataque
        , 'linear');
341     Lw_rolagem = (rho_h(3)*(v_lo^2)*S_asa_real*Cl_rolagem
        )/2;
342     restricoes = [];
343     if Lw_rolagem<=W
344         individuo(1,ind) = Lw_rolagem;
345     end
346     % Volume de calda para o profundor [m ]:
347     VHT = (lht*Sht)/(c_med_asa*S_asa_real);
348     % Envergadura do profundor [m]:
349     bht = Sht/cr_ht;
350     if bht > bht_max
351         restricoes = [restricoes 0];
352     else
353         restricoes = [restricoes 1];
354     end
355
356     % Bequilha
357
358     % Restrições de carga na bequilha e tip back
359
360     % Carga atuante na bequilha [N]:
361     Fb = W*(Xmg-Xcg)/(Xmg-Xacwf+db+0.3*cr_asa);
362     % Porcentagem do Mtow atuante na bequilha:
363     percent_b = Fb/W;
364     % Distância entre trem de pouso principal e de
        nariz [m]:
365     Xb = Xmg-bm+db;
366     % Carga na bequilha devido à aceleração [N]:
367     Fn = W*(Xmg-Xcg)/Xb - W*acel_max*(b/2 + r)/(g*Xb);
368     % Porcentagem de carga devido à aceleração:
369     percent_b_acel = Fn/W;

```

```

370
371     if (porcent_b < porcent_min_b || porcent_b >
        porcent_max_b)
372         restricoes = [restricoes 0];
373     else
374         restricoes = [restricoes 1];
375     end
376 %         if any(restricoes==0)
377 %             individuo(1, ind) = 1;
378 %         end
379
380 % C lculo do EV
381
382 % Margem de estabilidade desejada para o avio [
        grau^-1]:
383 Cnb_aviao = 0.00246;
384 % Coeficiente de sustentao mxima da asa:
385 CLmax_asa = 0.9*max([cl_asa]);
386 % Constantes:
387 kn = 0.0015;
388 krl = 1;
389 % Comprimento total da fuselagem (ber o do motor
        at o fim do tail
390 % boom) [m]:
391 Lf = Lmax + bm;
392 % rea lateral da fuselagem (ber o do motor at
        o fim do tail boom)
393 % [m ]:
394 sf = 0.134;
395 % Dist ncia entre o CG e o CA do EV [m]:
396 lvt = lht;
397 % Posi o vertical entre 25% da corda da raiz da
        asa e o centro da

```

```

398      % fuselagem [m]:
399      zw = (b+0.02)/2;
400      % Altura m xima da fuselagem [m]:
401      df = b+0.02;
402      %Angulo formado entre a linha que liga os pontos de
          1/4 das cordas da
403      % raiz e ponta da asa e uma linha horizontal [ ]:
404      enflexamento = 0;
405      % Efici ncia da calda do EV:
406      nv = np;
407      % Velocidade do vento de trav s [m/s]:
408      V_vento = 6;
409      % ngulo de deflex o m xima do leme [ ]:
410      defle_leme = 23;
411      %----Parametros oriundos dos inputs para calculo de
          area de EV---
412      A = [0.724*lv*a0_ev]/[S_asa_real*b_asa];
413      B = [3.06*lv*a0_ev]/[S_asa_real^2*b_asa*(1+cosd(
          enflexamento))];
414      C = [0.4*zw*a0_ev*lv]/[df*S_asa_real*b_asa];
415      D = [0.009*a0_ev*AR_asa*lv]/[S_asa_real*b_asa];
416      % Contribui o Asa-fuselagem para estabilidade
          direcional:
417      Cnb_wf=-[kn*kr1*sf*Lf]/[S_asa_real*b_asa];
418      delta2 = [[A+C+D]^2]-4*B*[Cnb_wf-Cnb_aviao];
419      %-----Vetor Area de EV
          -----
420      SV1=[-[A+C+D]+sqrt(delta2)]/[2*B];
421      SV2=[-[A+C+D]-sqrt(delta2)]/[2*B];
422      if SV1>0
423          SV=SV1;
424      else
425          SV=SV2;

```

```

426     end
427     %-----Dimensionamento de Leme
         -----
428     % Velocidade de estol da aeronave [m/s]:
429     V_stol =sqrt((2*W)/(rho_h(3)*S_asa_real*CLmax_asa));
430     % ngulo de glissagem da aeronave [ ]:
431     betha = atand(V_vento/V_stol);
432     % Volume de calda do EV:
433     Vv = [SV*lv_t]/[S_asa_real*b_asa];
434     % Percentual da rea que o leme dever ocupar do
         EV:
435     TAL = [[betha*Cnb_aviao]/[a0_eh*Vv*nv*defle_leme
         ]]*100;
436     % rea do LEME [m ]:
437     S_leme = (TAL/100)*SV;
438     % Altura da empenagem vertical [m]:
439     Hvt = SV/cr_asa;
440
441     input = [
442         individuo(:,ind);
443         ct_asa; % Corda na ponta da asa [11]
444         b_retangular; % Envergadura retangular [12]
445         S_asa_real; % rea da asa desconsiderando a
         fuselagem [13]
446         c_med_asa; % Corda m dia aerodin mica [14]
447         coef_asa; % Coeficiente angular da asa [15]
448         K; % Constante de proporcionalidade [16]
449         e0; % Coeficiente de Oswald [17]
450         epsilon; % Coeficiente de efici ncia da asa
         [18]
451         delta; % Fator de arrasto induzido [19]
452         Cl; % Coeficiente de sustentao da asa [20]

```

```

453      Cl_rolagem; % Coeficiente de sustentação da
          asa na rolagem [21]
454      Lw; % Sustentação da asa [22]
455      Lw_rolagem; % Sustentação da asa na rolagem
          [23]
456      vlo; % Velocidade de rolagem [24]
457      Sh_rolagem; % Reação do profundor para rolagem
          [25]
458      Sh_estabilidade % Reação do profundor para
          estabilidade [26]
459      Sht; % Reação do profundor [27]
460      bht; % Envergadura do profundor [28]
461      lht; % Braço do profundor [29]
462      VHT; % Volume de calda do EH [30]
463      teta_final; % Ângulo final de rolagem [31]
464      Fb; % Força atuante na bequilha [32]
465      percent_b; % Porcentagem da carga na bequilha
          [33]
466      Iyymg_total; % Momento de inércia total [34]
467      it; % Incidência do profundor [35]
468      Lmax; % Comprimento máximo da aeronave com
          o motor [36]
469      SV; % Reação do EV [37]
470      S_leme; % Reação necessária para o leme [38]
471      Hvt; % Altura da empenagem vertical [39]
472      Vv; % Volume de calda da empenagem vertical
          [40]
473      Xb;]; % Distância entre eixos [41]
474      a = 0;
475      if ~any(isnan(input))
476          matriz_dados(:,ind)=input;
477          Ranking(:,ind)=indivíduo(:,ind);
478      end

```

```

479     end
480
481     %% Algoritmo Gen tico
482
483     % Quantidade de dados apresentados:
484     numero_dados = size(matriz_dados,1);
485     preenchimento = pop - size(matriz_dados,2);
486     matriz_dados = [matriz_dados zeros(numero_dados,
        preenchimento)];
487
488     preenchimento_ranking = pop-length(Ranking);
489     Ranking = [Ranking zeros(1, preenchimento_ranking)];
490     N = 0;
491
492     media_forca = mean(Ranking(1,:));
493     aptidao_individual = abs(Ranking./sum(Ranking));
494     aptidao_individual(isnan(aptidao_individual)) = 0;
495
496
497     % Inicializa o da sele o dos mais fortes
498     for f = 1:1:n_individuos_fortes
499         [individuo_alfa,p] = max(Ranking);
500         verificacao = matriz_dados(:,p);
501         %verificacao = matriz_dados;
502
503         % Sele o dos individuos de interesse para a
           an lise posterior:
504         individuos_de_interesse(1:numero_dados,p) =
           verificacao;
505         %individuos_de_interesse = verificacao;
506         % Matriz contendo as vari veis dos 10 indiv duos
           mais fortes:

```

```

507     %mais_fortes(1:n_variaveis,f) = individuo(1:
        n_variaveis,p);
508     mais_fortes(1:n_variaveis,p) = individuo(1:
        n_variaveis,p);
509     % Matriz contendo a for a dos 10 indiv duos mais
        fortes:
510     n_mais_fortes(:,f) = individuo_alfa;
511 end
512
513 Ranking(p) = 0;
514
515 hold on
516 subplot(3,4,1);
517 semilogx(gr,media_forca,'*k');
518 xlabel('Gera o de individuos');
519 ylabel('m dia de Mtow da agera o');
520
521 if n_mais_fortes(1,1)>forca_maior
522     % For a do indiv duo mais forte por gera o:
523     forca_maior = n_mais_fortes(1,1);
524     melhor_individuo = individuos_de_interesse(:,find(
        individuos_de_interesse(1,:)==forca_maior,1));
525     % Caracteristicas do indiv duo l der:
526     individuo_lider = mais_fortes(1:end,1);
527
528     hold on
529     subplot(3,4,2)
530     semilogx(gr,forca_maior,'*k')
531     xlabel('Gera o de individuos');
532     ylabel('Mtow do melhor indiv duo');
533
534     hold on
535     subplot(3,4,3)

```

```

536     semilogx(gr,melhor_individuo(2,1),'*k')
537     xlabel('Gera    o de individuos');
538     ylabel('Envergadura da asa [m]');
539     axis([0 gr 0 2.4])
540
541     hold on
542     subplot(3,4,4)
543     semilogx(gr,melhor_individuo(3,1),'*k')
544     xlabel('Gera    o de individuos');
545     ylabel('Corda da raiz da asa [m]');
546     axis([0 gr 0 0.7])
547
548     hold on
549     subplot(3,4,5)
550     semilogx(gr,melhor_individuo(37,1),'*k')
551     xlabel('Numero da gera    o de individuos');
552     axis([0 gr 0 0.2])
553     ylabel(' rea    da E.V. [m ]');
554
555     hold on
556     subplot(3,4,6)
557     semilogx(gr,melhor_individuo(12,1),'*k')
558     xlabel('Gera    o de individuos');
559     ylabel('Envergadura retangular');
560     axis([0 gr 0 6])
561
562     hold on
563     subplot(3,4,7)
564     semilogx(gr,melhor_individuo(6,1),'*k')
565     xlabel('Gera    o de individuos');
566     ylabel('Corda da raiz da E.H. [m]');
567     axis([0 gr 0 0.3])
568

```

```

569     hold on
570     subplot(3,4,8)
571     semilogx(gr,melhor_individuo(7,1),'*k')
572     xlabel('Numero da gera  o de individuos');
573     ylabel(' ngulo  de incid ncia da asa [ ]');
574     axis([0 gr 0 6])
575
576     hold on
577     subplot(3,4,9)
578     semilogx(gr,melhor_individuo(9,1),'*k')
579     xlabel('Gera  o de individuos');
580     ylabel('Posi  o do CG [m]');
581
582     hold on
583     subplot(3,4,10)
584     semilogx(gr,melhor_individuo(10,1),'*k')
585     xlabel('Gera  o de individuos');
586     ylabel('Posi  o do trem de pouso [m]');
587
588     hold on
589
590     subplot(3,4,11)
591     semilogx(gr,melhor_individuo(28,1),'*k')
592     xlabel('Gera  o de individuos');
593     ylabel('Envergadura da E.H. [m]');
594     axis([0 gr 0 1])
595
596     hold on
597     subplot(3,4,12)
598     semilogx(gr,melhor_individuo(27,1),'*k')
599     xlabel('Gera  o de individuos');
600     ylabel(' rea  da E.H. [m ]');
601     axis([0 gr 0 0.5])

```

```

602
603     end
604
605     % In c i o da reprodu o entre casais
606     valor = fix(aptidao_individual*fx);
607     ordem = sort(valor);
608     individuo = [valor;aptidao_individual;Ranking;individuo
609                 ];
610     filhos=[];
611     bi=1;
612
613     % Loop para gera o numeros correspondentes a aptidao
614     de cada individuo:
615     for f = 1:pop
616         for p = bi:bi+ordem(f)-1
617             filhos(:,bi) = f;
618             bi = bi+1;
619         end
620     end
621     pais = randi(round(mean(sum(valor))),1,
622                 n_individuos_reproducao);
623     individuo_pais = [];
624
625     % Loop para a gera o de individuo:
626     for p = 1:n_individuos_reproducao
627         x = find(valor==ordem(filhos(:,pais(p))));
628         individuo_pais = [individuo_pais,individuo(1:end,x
629                 (1))];
630     end
631
632     % Loop para a gera o de individuo:
633     numero_filhos_por_individuo = round(n_filhos.*(
634         individuo_pais(2,1:end)...

```

```

630         /sum(individuo_pais(2,1:end)))));
631     % N mero de indiv duos pais:
632     individuo_pais = individuo_pais(4:end,:);
633     % N mero total de filhos:
634     numero_total_filhos = sum(numero_filhos_por_individuo);
635     % Indica maior reprodu o e sua posi o m:
636     [maior,m]=max(numero_filhos_por_individuo);
637     % Indica menor reprodu o e sua posi o n:
638     [menor,n]=min(numero_filhos_por_individuo);
639
640     % Condi o do n mero de filhos:
641     if (numero_total_filhos<n_filhos)
642         numero_filhos_por_individuo(m)=
643             numero_filhos_por_individuo(m)+...
644             (n_filhos-numero_total_filhos);
645     elseif (numero_total_filhos>n_filhos)
646         numero_filhos_por_individuo(n) =
647             numero_filhos_por_individuo(n)-...
648             (numero_total_filhos-n_filhos);
649     end
650
651     % Sele o aleatoria dos casais
652     selecao_casais = randperm(n_individuos_reproducao);
653     posicao_novos_individuo = 1;
654     pai = 1;
655     mae = 2;
656
657     for casal = 1:1:n_individuos_reproducao/2
658         filhos_casal = numero_filhos_por_individuo(
659             selecao_casais(pai))+...
660             numero_filhos_por_individuo(selecao_casais(mae)
661             );
662     % Sele o das vari veis do indiv duo pai

```

```

659     individuo_pai = individuo_pais(:,selecao_casais(pai
        ));
660     % Seleção das variáveis do indivíduo mãe
661     individuo_mae = individuo_pais(:,selecao_casais(mae
        ));
662
663     % Geração dos filhos de cada casal
664     for filhos_individuais = 1:1:filhos_casal
665         gene_pai = de2bi(randi(2^(n_variaveis-2),1),
            size(individuo_pais,1),'left-msb'));
666         gene_mae = ~gene_pai;
667         genotipo_pai = gene_pai.*individuo_pai;
668         genotipo_mae = gene_mae.*individuo_mae;
669         individuo_filho = genotipo_pai+genotipo_mae;
670         % Preenchimento da matriz dos indivíduos com o
            novo indivíduo
671         individuo(4:end,posicao_novos_individuo) =
            individuo_filho;
672         % Atualiza a posição para o próximo
            preenchimento
673         posicao_novos_individuo =
            posicao_novos_individuo + 1;
674         % Finaliza o comando filhos
675     end
676     pai = pai+2;
677     mae = mae+2;
678     % Finaliza o comando casal
679 end
680 % Retira a parte de ranking, aptidão e valor da matriz
    de indivíduo
681 individuo=individuo(4:end,1:end);
682
683 % Geração de indivíduos mutantes

```

```

684     for mutante = n_individuos_fortes+n_filhos+1:1:pop
685         gene_mutante = randi(m_variavel,1,n_variaveis-3);
686         for linha_variavel = 1:1:n_variaveis-3
687             individuo(linha_variavel,mutante) = variaveis(
688                 linha_variavel,...
689                 (gene_mutante(linha_variavel)));
690         end
691         % Posi      o do centro de sustenta      o
692         Xacwf = bm+0.3*individuo(3,mutante);
693         escolha_cg = Xacwf;
694         % Varia      o do trem de pouso em fun      o da corda
695         % da asa e do cg
696         MG = linspace(escolha_cg,escolha_cg+0.05,
697             m_variavel);
698         escolha_mg = MG(mutante);
699         % Acoplamento das novas caracte risticas no
700         % individuo
701         individuo(n_variaveis-1,mutante) = escolha_cg;
702         individuo(n_variaveis,mutante) = escolha_mg;
703     end
704     fprintf('\n O algoritmo est      na gera      o %i\n',gr)
705     gr = gr+1;
706 end
707 %% Integra      o com o programa de desempenho
708
709 % Carga m      xima de decolagem [kg]:
710 mtow = melhor_individuo(1);
711
712 % Carga      til      da aeronave [kg]:

```

```

713 cu = mtow/g - cv;
714
715 % Inputs aerodinamicos:
716 [S, AR, Cl_max, Cd0, K, hw, b, e_o, e] = aerodinamica(C_Fe,
    ...
717     melhor_individuo, cl_asa, r, cu, massa_unit_carga,
    esp_chapa, t);
718
719 % Efeito da altitude:
720 [rhoh, dens_relat, V, Clh, CdH] = altitude (S, P0, Lg, h, T0
    , g, M,...
721     R, rho, mtow, Cd0, K);
722
723 % Tração disponivel e requerida:
724 [Td, Tr, Tr_min, v_max_alcance, rpm] = empuxo(V, ...
725     rhoh, mtow, Clh, CdH, dens_relat);
726
727 % Potência disponivel e requerida:
728 [Pd, Pr] = potencia(V, rpm, rhoh, dens_relat, Tr, Td);
729
730 % Velocidades:
731 [V_max_alcance, V_max_autonomia, V_estol, v_min, v_max] =
    velocidades...
732     (mtow, Tr_min, rhoh, V, Td, Tr, S, Cd0, K, Clh, Cl_max)
    ;
733
734 % Desempenho em decolagem:
735 [v_lo, S_lo, We, phi, Cl_lo, CD, L] = decolagem (hw, b, K,
    mi_d, Cd0,...
736     V_estol, rhoh, dens_relat, Cl_max, mtow, g, rpm, S);
737
738 % Desempenho em pouso:

```

```

739 [S_l] = pouso (phi, V_estol, mtow, rhoh, K, Cd0, g, S, mi_p
      , Cl_max, We);
740
741 % Desempenho em subida:
742 [RC, RC_max, theta_RC_max, theta] = subida(rhoh, mtow, V,
      Pd, Pr);
743
744 % Desempenho em descida:
745 [Rd, Rd_max, gama_Rd_max, vh] = descida(rhoh, V, S, Clh,
      Cdh, mtow);
746
747 % Desempenho em curvas:
748 [v_raio_min, n_raio_min, raio_min, phi_inclinacao] = curvas
      ...
749     (K, mtow, S, rhoh, Td, Cd0, g);
750
751 % Diagrama V-n:
752 [v_manobra, v_mergulho, v_cruzeiro, n_lim_positivo] =
      diagrama ...
753     (rhoh, V_estol, v_max, mtow, S, Cl_max);
754
755 % Carga til :
756 [Cu, h_alt] = carga (P0, Lg, T0, g, M, R, mtow, S, Cl_max,
      rpm, Cl_lo, CD,...
757     rho, mi_d, cv);
758
759 % Envelope de voo:
760 envelope (V, Lg, T0, g, M, R, P0, mtow, Cd0, K, rho, Cl_max
      ,...
761     n_lim_positivo, S, Td, dens_relat);
762
763 % Tempo de voo:

```

```
764 [t_lo, t_s, t_cru, t_d, t_lf, T] = tempo(v_lo, S_lo, RC_max  
    , ...  
765     v_max_alcance, Cd0 , K, mtow, rhoh, S, S_l, V_estol);
```