

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS

WANDER CARLOS BORTOLON

**OTIMIZAÇÃO DA AERODINÂMICA DE AERONAVE PARA A COMPETIÇÃO
SAE BRASIL AERODESIGN UTILIZANDO ALGORITMO GENÉTICO**

CAXIAS DO SUL

2019

WANDER CARLOS BORTOLON

**OTIMIZAÇÃO DA AERODINÂMICA DE AERONAVE PARA A COMPETIÇÃO
SAE BRASIL AERODESIGN UTILIZANDO ALGORITMO GENÉTICO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Automotiva da Universidade de Caxias do Sul, como requisito parcial à obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Automotiva.

Orientador Prof. Sérgio da Silva Kucera

CAXIAS DO SUL

2019

WANDER CARLOS BORTOLON

**OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA DE AERONAVES DA COMPETIÇÃO SAE
BRASIL AERODESIGN POR ALGORITMO GENÉTICO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Automotiva da Universidade de Caxias do Sul, como requisito parcial à obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Automotiva.

Aprovado em

Banca Examinadora

Prof. Me. Sérgio da Silva Kucera
Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Dr. Leandro Luís Corso
Universidade de Caxias do Sul – UCS

Eng. Me. Rodrigo Costa do Nascimento
Convidado externo - Embraer

RESUMO

Neste trabalho foi desenvolvido um método de otimização multidisciplinar da forma aerodinâmica de uma aeronave destinada a participar da competição SAE Brasil Aerodesign, devido à necessidade de se maximizar a aptidão de pontuação de voo para as restrições de projeto determinadas. Para isso foram consideradas as análises de aerodinâmica, desempenho e estabilidade que são afetadas diretamente pela configuração da aeronave. O método de otimização aplicado foi o algoritmo genético, já integrado como função do *software Matlab*, que foi a ferramenta utilizada para programação e modelamento matemático. Utilizou-se também o *solver Xfoil*, integrado ao *Matlab* para análise dos perfis aerodinâmicos gerados pela curva de Bèzier. Foram definidas as restrições de projeto, as variáveis de controle e a função multiobjectivos do problema de otimização analisado que, após o modelamento matemático, passou a ter como objetivo a maximização da carga paga. Por fim, os resultados obtidos foram analisados e comparados com o método utilizado atualmente pela equipe da instituição. Obteve-se uma aeronave otimizada capaz de transportar 12,29 kg de carga paga, 20% superior a obtida pela desenvolvida em 2019. Também foi verificada a existência de um ótimo local e global para uma das variáveis de controle, porém o método desenvolvido encontrou como resultado o ótimo global de cada variável. Concluiu-se que o método aplicado se demonstrou eficaz para otimização da forma aerodinâmica da aeronave estudada.

Palavras-chave: Otimização multidisciplinar. Algoritmo genético. Aerodesign. Aerodinâmica.

ABSTRACT

In this work, a method of multidisciplinary optimization of the aerodynamic shape of an aircraft intended to participate in the SAE Brasil Aerodesign competition was developed, due to the need to maximize flight fitness score for the given design constraints. The aerodynamic, performance and stability analyze that are directly affected by the aircraft configuration were considered. The optimization method applied was the genetic algorithm, already integrated as a function of *Matlab* software, which was the tool used for programming and mathematical modeling. The *Xfoil* solver integrated with *Matlab* was also used to analyze the aerodynamic profiles generated by the Bèzier curve. The design constraints, the control variables and the multi-objective function of the optimization problem analyzed were defined and, after mathematical modeling, the objective was to maximize the paid load. Finally, the results obtained were analyzed and compared with the method currently used by the institution's team. An optimized aircraft capable of carrying 12,29 kg of the paid load was obtained, 20% higher than the one developed in 2019. It was also verified the existence of a local and global optimum for one of the control variables, but the developed method found the global optimum of each variable. It was concluded that the applied method proved to be effective to optimize the aerodynamic shape of the studied aircraft.

Keywords: Multidisciplinary optimization. Genetic algorithm. Aerodesign.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Ilustração das principais partes de uma aeronave.	16
Figura 2 – Iterações de um projeto aeronáutico	17
Figura 3 – Processo de projeto conceitual	18
Figura 4 – escoamento de um fluido por um corpo	18
Figura 5 – Forças e momentos resultantes devido ao escoamento de um fluido	19
Figura 6 – Decomposição das forças resultantes do escoamento de um fluido	19
Figura 7 – Ilustração de um perfil aerodinâmico.....	21
Figura 8 - Nomenclatura de perfis aerodinâmicos.....	21
Figura 9 – Curva $c_l \times \alpha$ e o mecanismo de fluxo associado ao estol	23
Figura 10 – Curvas $c_d \times \alpha$ e $c_m \times \alpha$ do perfil NACA 2412.....	23
Figura 11 – Nomenclatura de uma asa finita.....	24
Figura 12 – Origem dos vórtices de ponta de asa.....	25
Figura 13 – Fator de arrasto induzido.....	26
Figura 14 – Aeronave Aerosul 2019.....	27
Figura 15 – Fator de interferência asa - fuselagem	28
Figura 16 – Fator de correção de asa finita	28
Figura 17 – Parâmetro de localização de espessura	29
Figura 18 – Processo de decolagem de um avião.....	30
Figura 19 – Forças envolvidas durante a decolagem.....	31
Figura 20 – Força de tração em função da velocidade	31
Figura 21 – Sistema de coordenadas e movimentos de um avião	33
Figura 22 – Contribuição do momento no centro de gravidade do avião.....	33
Figura 23 – Condição para estabilidade estática longitudinal	34
Figura 24 – Fator de correção da forma da fuselagem	36
Figura 25 – Variação do ângulo do fluxo local ao longo da fuselagem	36
Figura 26 – Representação da margem estática e ponto neutro de um avião.....	37
Figura 27 – Condição para estabilidade direcional estática de um avião.....	38
Figura 28 – Fator de correção empírico em função de Re da fuselagem	39
Figura 29 – Fator de interferência asa-fuselagem	39
Figura 30 – Tipos da geração de novos indivíduos	41
Figura 31 – Representação de uma curva de Bézier.....	42
Figura 32 – Fluxograma de atividades	45

Figura 33 – Função do problema de otimização.....	47
Figura 34 – Valor médio e mínimo de aptidão por geração	48
Figura 35 – Perfil aerodinâmico da asa	50
Figura 36 – Perfil aerodinâmico dos estabilizadores.....	50
Figura 37 – Curva c_l vs α da asa	51
Figura 38 – Curvas do perfil da asa.....	51
Figura 39 – Curvas do perfil dos estabilizadores	52
Figura 41 – Perfil aerodinâmico dos estabilizadores após correção dos pontos de referência de a_0	53
Figura 42 – Curvas do perfil da asa após correção dos pontos de referência de a_0	54
Figura 43 – Curvas do perfil dos estabilizadores	54
Figura 44 – CP em função de b para $C_{Llo} = 0,7$, $AR = 7$ e $\lambda = 0,8$	56
Figura 45 – CP em função de C_{Llo} para $b = 2,65$, $AR = 7$ e $\lambda = 0,8$	56
Figura 46 – CP em função de AR para $b = 2,65$, $C_{Llo} = 0,7$ e $\lambda = 0,8$	57
Figura 46 – CP em função de λ para $b = 2,65$, $C_{Llo} = 0,7$ e $AR = 7$	57
Figura 47 – Valor médio e mínimo de aptidão por geração da aeronave final	58
Figura 48 – Aeronave desenvolvida pelo método de otimização	58

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Comparação da aeronave gerada com a de 2019	49
Tabela 2 - Resultados obtidos após correção do a_0 para os perfis gerados inicialmente	52
Tabela 3 - Dados da aeronave gerada com os novos perfis	55
Tabela 4 - Variáveis otimizadas	55

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de ataque (°)
ε_0	Ângulo de ataque induzido para uma condição de $\alpha = 0^\circ$ (°)
ε_u	ângulo do fluxo local ao longo da fuselagem (°)
\emptyset	Coefficiente de efeito solo
λ	Relação de afilamento da asa finita (-)
Λ	Ângulo de diedro da asa (°)
μ	Coefficiente de atrito (-)
μ_∞	Viscosidade dinâmica do ar (Ns/m ²)
ρ	Densidade do fluido (kg/m ³)
δ	Fator de arrasto induzido (-)
a_i	Aceleração instantânea (m/s ²)
a_0	Coefficiente angular da curva c_l em função de α (-)
a	Coefficiente angular da curva C_L em função de α (-)
A	Força axial (N)
AR	Alongamento de uma asa finita (-)
b	Envergadura de uma asa finita (m)
c	Corda do perfil aerodinâmico (m)
C_A	Coefficiente da força axial de uma asa finita (-)
c_d	Coefficiente de arrasto do perfil aerodinâmico (-)
C_D	Coefficiente de arrasto de uma asa finita (-)
C_f	Coefficiente de atrito da superfície (-)
c_l	Coefficiente de sustentação do perfil aerodinâmico (-)
C_L	Coefficiente de sustentação de uma asa finita (-)
c_m	Coefficiente de momento do perfil aerodinâmico (-)
C_M	Coefficiente de momento de uma asa finita (-)
$C_{M,0}$	Coefficiente de momento ao redor do centro de gravidade para $\alpha = 0$ (-)
$C_{M,\alpha}$	Coefficiente de momento ao redor do centro de gravidade para o α de interesse (-)
$C_{M,cg}$	Coefficiente de momento da aeronave sobre o centro de gravidade (-)
$C_{n,\beta}$	Coefficiente angular da curva de coeficiente de momento de guinada
CP	Carga Paga (kg)
D	Força de arrasto da aeronave (N)

F	Força resultante da aeronave (N)
e	Fator de eficiência de envergadura (-)
k_n	Fator de interferência asa- fuselagem (-)
k_{RI}	Fator de correção empírico em função de Re da fuselagem (-)
l	Altura da asa em relação ao solo (m)
L	Força de sustentação (N)
L'	Parâmetro de localização de espessura (-)
l_f	Comprimento da fuselagem (m)
l_{ht}	Distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico do estabilizador horizontal;
l_{vt}	Distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico do estabilizador vertical;
M	Momento (Nm)
M_∞	Número de Mach (-)
ME	Margem estática (-)
M_{cg}	Momento da aeronave sobre o centro de gravidade (Nm)
$MTOW$	Máximo peso de decolagem (<i>Maximum Take Off Weight</i>) (N)
n	Grau da curva de Bézier (-)
N	Força normal (N)
$P_{disponível}$	Potência disponível (W)
$P_{requerida}$	Potência requerida (W)
PV	Peso Vazio (kg)
q_∞	Pressão dinâmica (N/m ²)
R	Força do atrito da aeronave com o solo (N)
R/C	Razão de subida (m/s)
Re	Número de Reynolds (-)
R_{LS}	Fator de correção de asa finita (-)
R_{wf}	Fator de interferência asa – fuselagem (-)
s	Distância percorrida (m)
S	Área de uma asa finita (m ²)
S_{fs}	Área projetada lateralmente da fuselagem (m ²)
s_i	Deslocamento instantâneo (m)
S_{wet}	Área molhada da superfície sustentadora (m ²)

t	Espessura do perfil aerodinâmico (m)
t_B	Parâmetro ao longo da curva de Bézier (-)
t_i	Tempo instantâneo (s)
T	Força de tração da aeronave (N)
V_∞	Velocidade relativa (m/s)
V_{estol}	Velocidade de estol (m/s)
W	Peso total da aeronave (N)
w_f	Largura média da fuselagem (m)
X	Abcissas dos pontos de controle da curva de Bézier (-)
X_{ca}	Distância do centro aerodinâmico da asa para um ponto de referência (m)
X_{cg}	Distância do centro de gravidade da aeronave para um ponto de referência (m)
X_{pn}	Ponto neutro (m)
Y	Ordenadas dos pontos de controle da curva de Bézier (-)

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	Fluidodinâmica computacional (<i>Computational Fluid Dynamics</i>)
MDO	Otimização Multidisciplinar (<i>Multidisciplinary Optimization</i>)
SAE	Sociedade dos Engenheiros Automotivos (<i>Society of Automotive Engineers</i>)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	14
1.1	JUSTIFICATIVA	14
1.2	OBJETIVOS	15
1.2.1	Objetivo geral.....	15
1.2.2	Objetivos específicos	15
1.3	ABORDAGEM E DELIMITAÇÃO DO TRABALHO	15
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	16
2.1	ANATOMIA DE UM AVIÃO	16
2.2	PROJETO AERONÁUTICO	16
2.2.1	Projeto conceitual	17
2.3	AERODINÂMICA	18
2.3.1	Perfis aerodinâmicos	20
2.3.2	Características aerodinâmicas.....	21
2.3.3	Asas finitas.....	24
2.3.4	Características aerodinâmicas.....	24
2.3.5	Polar de arrasto.....	26
2.4	DESEMPENHO	29
2.4.1	Desempenho de decolagem.....	29
2.4.2	Desempenho de Subida.....	32
2.5	ESTABILIDADE	32
2.5.1	Estabilidade Estática longitudinal.....	33
2.5.2	Estabilidade Estática direcional	38
2.6	OTIMIZAÇÃO	40
2.6.1	Algoritmo genético.....	40
2.6.2	Parametrização de forma pela curva de Bézier	41
2.7	TRABALHOS CORRELATOS	42
3	MÉTODO	44
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	48
4.1	ANÁLISE DOS PERFIS AERODINÂMICOS GERADOS.....	49

4.2	ANÁLISE DA CONFIGURAÇÃO AERODINÂMICA	55
5	CONCLUSÃO	59
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	61
	APÊNDICE A – ALGORITMO GENÉTICO	63
	APÊNDICE B – FUNÇÃO PARA GERAR AERONAVE	64
	APÊNDICE C – FUNÇÕES PARA DADOS DOS PERFIS	72
	APÊNDICE D – FUNÇÕES PARA DEFINIR COEFICIENTE DE PROPORCIONALIDADE DE ARRASTO INDUZIDO	73
	APÊNDICE E – FUNÇÃO PARA ÁREA DO ESTABILIZADOR HORIZONTAL	74
	APÊNDICE F – FUNÇÃO PARA ÁREA DO ESTABILIZADOR VERTICAL	75
	APÊNDICE G – FUNÇÃO PARA ARRASTO PARASITA	76
	APÊNDICE H - FUNÇÃO PARA MTOW	78

1 INTRODUÇÃO

A competição anual SAE Brasil Aerodesign é uma disputa entre equipes de instituições de ensino superior de todo o Brasil, que devem projetar e construir aeronaves rádio controladas seguindo restrições impostas pelo regulamento redigido por uma comissão técnica que, posteriormente avalia os projetos desenvolvidos. A pontuação final consiste na soma das avaliações de projeto (relatórios técnicos) e da competição de voo.

A Universidade de Caxias do Sul participa da competição desde 2009. Nos últimos anos a equipe da UCS participou do torneio de acesso em 2016 e da competição da classe regular em 2017 e 2018, tendo obtido, respectivamente, a 27^o e 22^o colocações finais.

Ao se desenvolver uma aeronave destinada a participar dessa competição, as equipes devem ler e compreender o regulamento elaborado pela comissão técnica. Em seguida, com as restrições conhecidas, os projetos conceitual e preliminar da aeronave são desenvolvidos. O principal objetivo da competição, para se atingir uma maior pontuação, é a maximização da carga paga. Para isso deve-se configurar uma aeronave capaz de decolar com maior peso total e possuir o menor peso vazio possível.

Porém é comum, principalmente em equipes iniciantes, que características aerodinâmicas da aeronave sejam definidas isoladamente, e a partir disto as análises de desempenho e de estabilidade sejam executadas. Por outro lado, existem inúmeras possíveis configurações aerodinâmicas para uma aeronave, o que torna impraticável realizar análises completas de desempenho e estabilidade para cada uma delas. Assim, a menos que seja usado um algoritmo capaz de diminuir os tempos de análise, o projeto não necessariamente contemplará a configuração ideal da aeronave.

1.1 JUSTIFICATIVA

Atualmente, a metodologia usada pela equipe da Universidade de Caxias do Sul consiste no desenvolvimento dos perfis aerodinâmicos para um objetivo pré-determinado e da geometria da asa e estabilizadores a partir dos perfis já desenvolvidos, não garantindo que a forma aerodinâmica final realmente seja a que maximiza a pontuação final da equipe. Portanto, a maximização da pontuação final só pode ser obtida a partir de uma metodologia que analise todas as variáveis do projeto simultaneamente.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo geral

Desenvolver um método numérico multidisciplinar, para a otimização da configuração aerodinâmica de uma aeronave destinada à competição SAE Brasil Aerodesign.

1.2.2 Objetivos específicos

Do objetivo geral derivam-se os específicos como sendo:

- a) compreender os efeitos e parâmetros envolvidos na aerodinâmica, desempenho e estabilidades longitudinal e direcional estáticas de aeronaves;
- b) definir as variáveis de projeto a serem contempladas na otimização;
- c) entender a influência das variáveis do projeto na pontuação final na competição;
- d) elaborar o modelo matemático e as rotinas numéricas necessárias;
- e) aplicar método de otimização por algoritmo genético.

1.3 ABORDAGEM E DELIMITAÇÃO DO TRABALHO

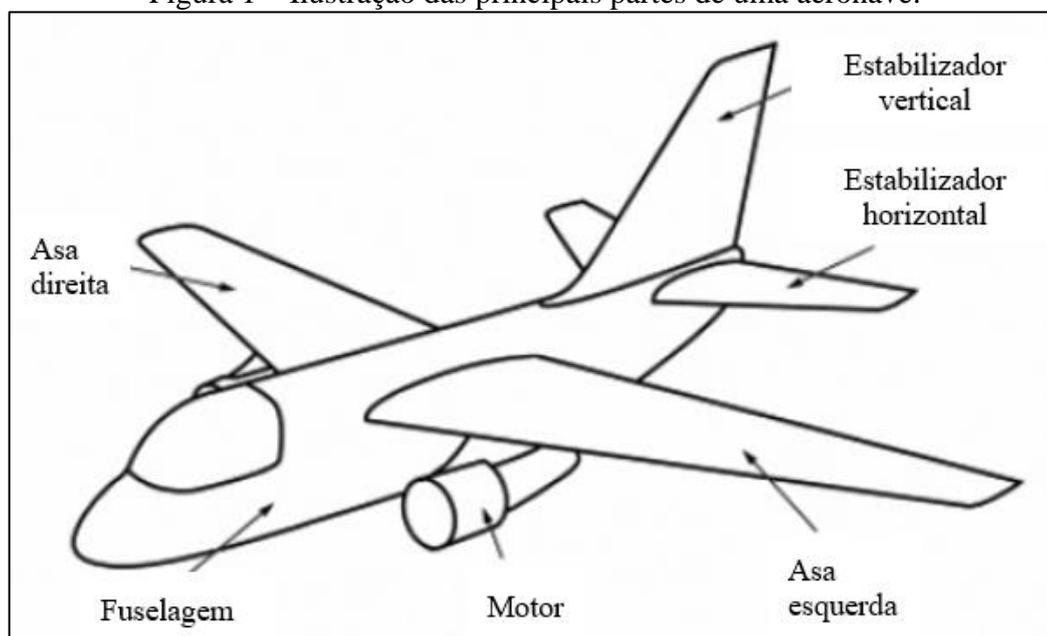
O presente trabalho será desenvolvido para aeronaves destinadas a participar da classe regular da competição SAE Brasil Aerodesign com configuração convencional (monoplano com estabilizadores horizontal e vertical), que operam em faixas de velocidades subsônicas. Portanto, para aeronaves em regime transônicos e supersônicos são necessários ajustes, considerando o arrasto de onda para otimização da aeronave.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 ANATOMIA DE UM AVIÃO

Conforme Anderson (2012), os principais componentes de um avião são ilustrados na Figura 1. A fuselagem é responsável por carregar pessoas, cargas, combustível, instrumentos, etc., de acordo com a necessidade do avião. As asas são responsáveis por gerar a sustentação necessária para manter o avião em voo. Os estabilizadores horizontal e vertical são projetados para garantir as estabilidades longitudinal e direcional em voo. O motor gera a força necessária para impulsionar o avião em movimento horizontal.

Figura 1 – Ilustração das principais partes de uma aeronave.



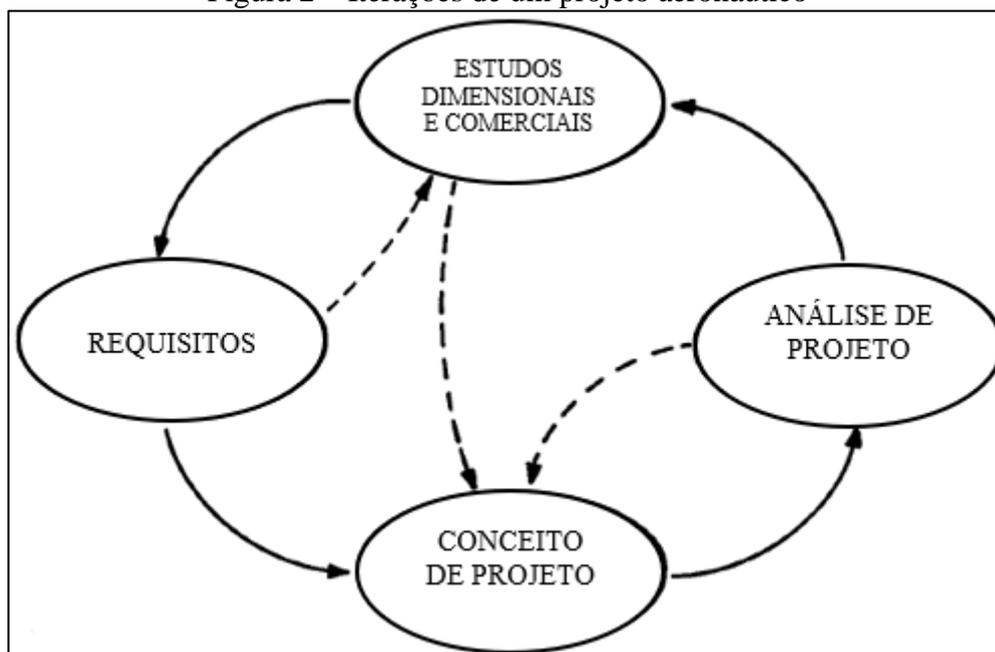
Fonte: adaptado de Anderson (2012)

2.2 PROJETO AERONÁUTICO

Raymer (1992) considera que o projeto de uma aeronave deve ser um processo iterativo, levando em consideração requisitos do projeto, conceito, análises e dimensionamento inicial de forma repetitiva, conforme mostrado na Figura 2, até que se atinja um resultado esperado.

Para Raymer (1992), um projeto aeronáutico deve ser dividido em 3 grandes fases: projeto conceitual; projeto preliminar; projeto detalhado.

Figura 2 – Iterações de um projeto aeronáutico



Fonte: adaptado de Raymer (1992)

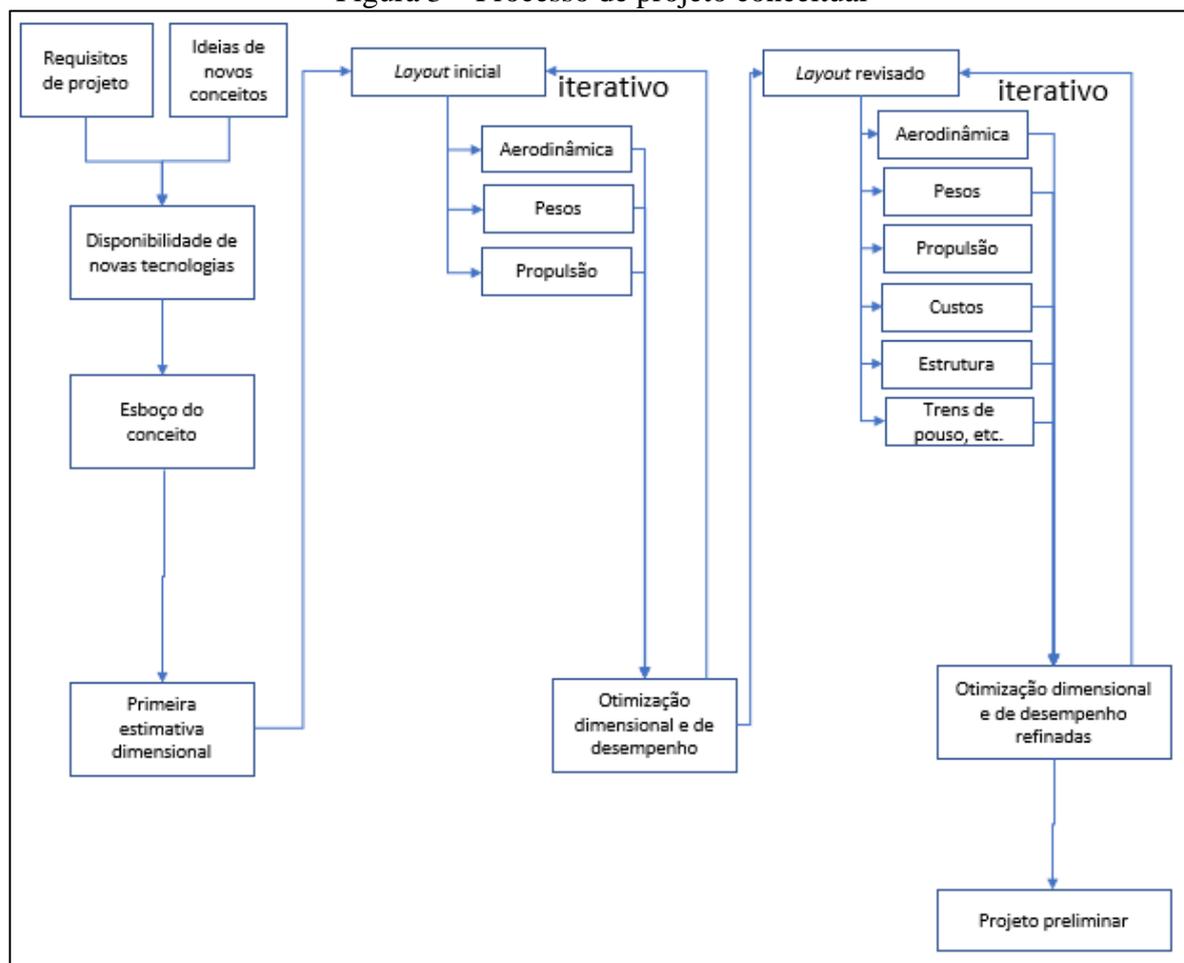
2.2.1 Projeto conceitual

No projeto conceitual, devem ser definidos os requisitos a serem atendidos pela aeronave, em termos de peso, custos e desempenho. Nesta fase também devem ser previstas as *trade-offs* do projeto, ou seja, os parâmetros penalizados para obtenção de outros. A fase de projeto conceitual deve ser um processo em que as análises fluam com rapidez, para isso muitas análises são feitas de forma mais grosseira. Além disso, novas ideias e problemas do projeto aparecem nessa fase e devem ser rapidamente analisadas. A Figura 3 mostra o detalhamento do processo de projeto conceitual.

Nota-se na Figura 3 que, para o desenvolvimento da aeronave na fase de projeto conceitual, Raymer (1992) realiza iterações a partir do *layout* da aeronave e definições aerodinâmicas, chegando na otimização dimensional e de desempenho da aeronave, finalizando com o projeto preliminar.

Essa otimização dimensional na fase de projeto conceitual deve ocorrer de forma multidisciplinar para que, ao se chegar no projeto preliminar, sejam feitos apenas pequenos ajustes. Portanto, análises aerodinâmicas, de desempenho e estabilidade são necessárias nesta fase.

Figura 3 – Processo de projeto conceitual

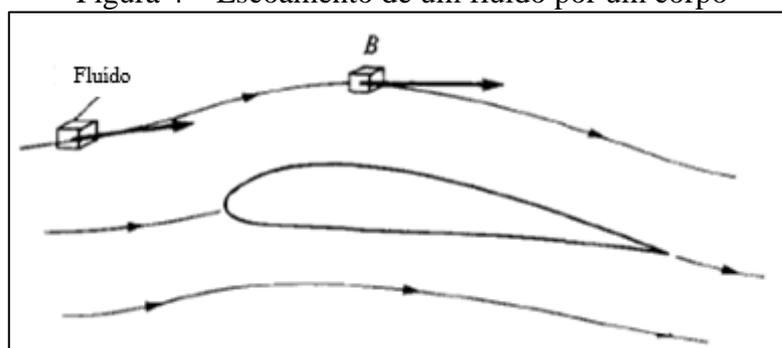


Fonte: adaptado de Raymer (1992)

2.3 AERODINÂMICA

Conforme Anderson (2001), as forças e momentos aerodinâmicos são gerados pela diferença de pressão causada pelo escoamento de um fluido gasoso por um corpo, conforme Figura 4.

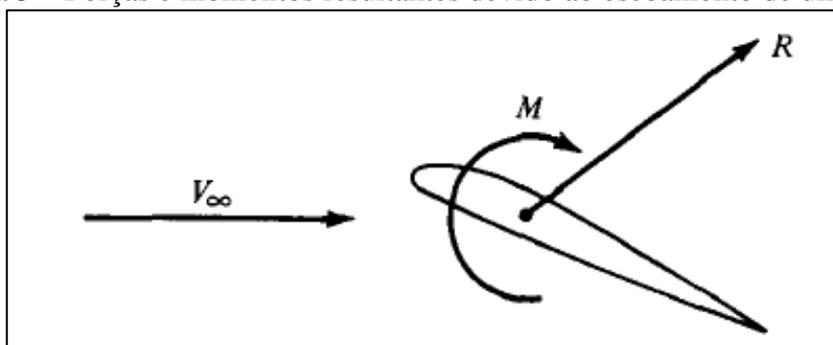
Figura 4 – Escoamento de um fluido por um corpo



Fonte: Anderson (2001)

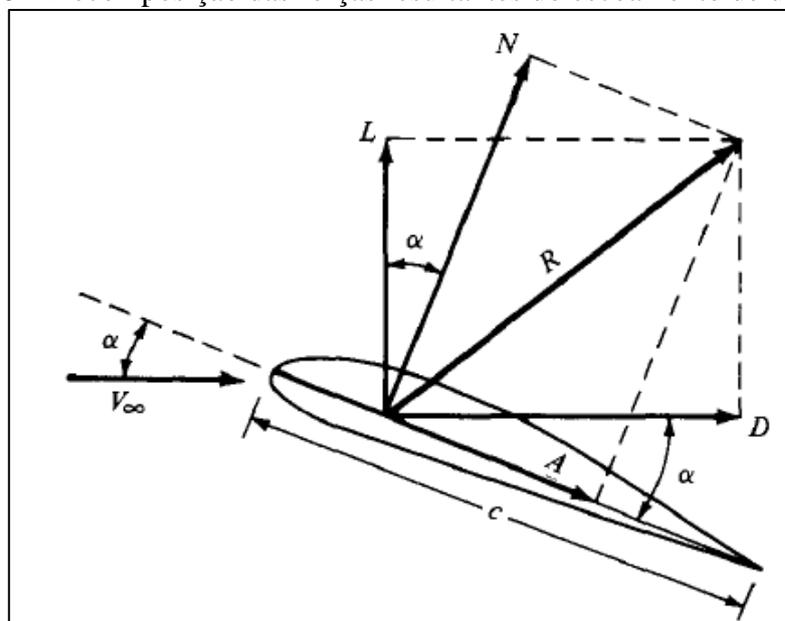
A força e o momento resultantes desse escoamento são apresentados na Figura 5. A Figura 6 mostra as duas formas de decompor a resultante R : L e D , respectivamente perpendicular e alinhada à velocidade de deslocamento, V_∞ ; e N e A , respectivamente perpendicular e alinhada à corda, c . As forças L e D , além do momento M são os três principais parâmetros que devem ser consideradas nos estudos de aerodinâmica. Já as forças A e N são utilizadas para dimensionamento estrutural da asa e não serão consideradas neste trabalho.

Figura 5 – Forças e momentos resultantes devido ao escoamento de um fluido



Fonte: Anderson (2001)

Figura 6 – Decomposição das forças resultantes do escoamento de um fluido



Fonte: Anderson (2001)

A partir da definição das forças resultantes, são calculados os coeficientes aerodinâmicos, de acordo Anderson (2001), pelas Equações 1 a 5, sendo S a área em planta da superfície exposta ao escoamento do fluido.

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (01)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (02)$$

$$C_N = \frac{N}{q_\infty S} \quad (03)$$

$$C_A = \frac{A}{q_\infty S} \quad (04)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c} \quad (05)$$

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;

$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$ é a pressão dinâmica devido ao escoamento;

ρ é a densidade do fluido;

V_∞ é a velocidade do fluido sobre o corpo.

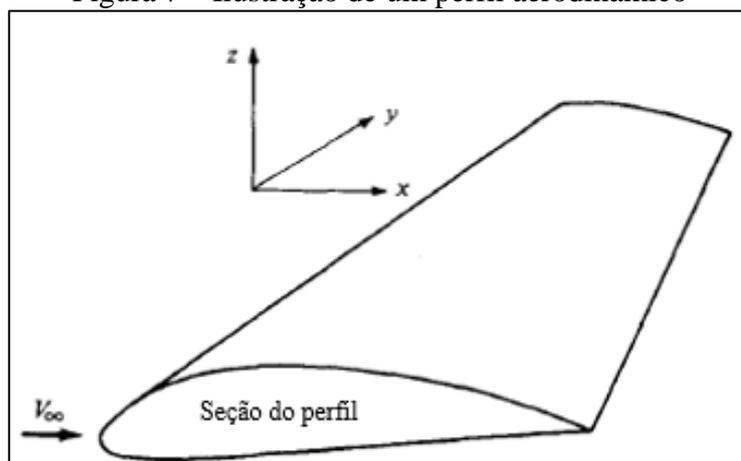
As forças e momentos aerodinâmicos podem ser obtidos experimentalmente ou numericamente. Porém, isso requer tempo e investimento e não é viável quando o que se busca é a otimização desses coeficientes para se atingir um determinado objetivo. Portanto, se fazem necessários métodos analíticos para obtenção desses coeficientes.

Sendo assim, para se obter os coeficientes C_L , C_D e C_M de forma analítica, deve-se estudar a geometria global da superfície aerodinâmica.

2.3.1 Perfis aerodinâmicos

De acordo com Anderson (2001), um perfil aerodinâmico é o formato da seção transversal de uma superfície aerodinâmica, conforme Figura 7, considerando o fluxo do escoamento do fluido de forma paralela a ele. Ou seja, considerando a velocidade do vento relativo (V_∞) na direção do eixo x.

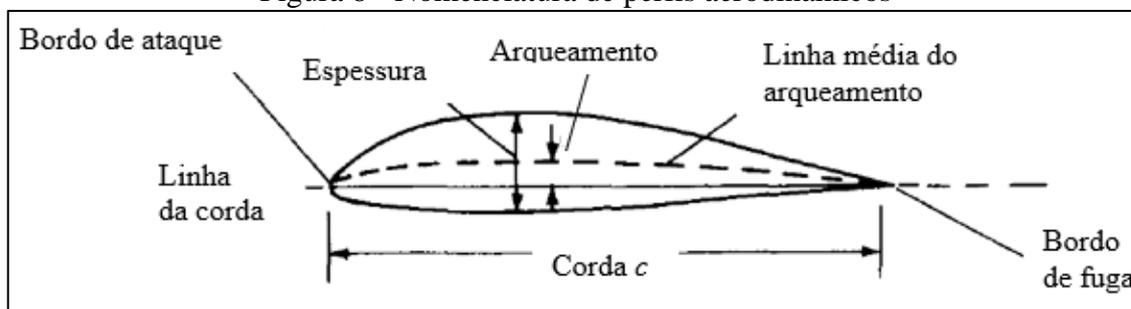
Figura 7 – Ilustração de um perfil aerodinâmico



Fonte: adaptado de Anderson (2001)

A Figura 8 mostra a nomenclatura de um perfil aerodinâmico. Os pontos localizados nas extremidades frontal e traseira são denominados, respectivamente, de bordo de ataque e bordo de fuga, unidos pela corda do perfil. A linha média do arqueamento é o lugar geométrico das posições médias entre as superfícies superior e inferior do perfil, medidas de forma perpendicular à corda (espessura).

Figura 8 - Nomenclatura de perfis aerodinâmicos



Fonte: adaptado de Anderson (2001)

2.3.2 Características aerodinâmicas

Segundo Roskam e Lan (1997), quando um perfil aerodinâmico é colocado em movimento, fazendo com que o ar escoe sobre ele, tem-se um efeito aerodinâmico que depende das seis variáveis a seguir:

- velocidade em relação ao ar;
- densidade do ar;
- viscosidade do ar;
- velocidade do som no ar;

- tamanho característico do perfil (corda);
- ângulo entre a corda e a velocidade do vento relativo (chamado de ângulo de ataque do perfil).

Para simplificar essas variáveis, Roskam e Lan (1997) mostram que os coeficientes de sustentação (c_l), arrasto (c_d) e momento do perfil (c_m) dependem dos números de Mach e de Reynolds, calculados pelas Equações 7 e 8, respectivamente, e do ângulo de ataque (α) do perfil em relação ao vento relativo.

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{V_a} \quad (07)$$

$$Re = \frac{\rho V_\infty c}{\mu_\infty} \quad (08)$$

onde: V_∞ é a velocidade relativa da aeronave;

V_a é a velocidade do som;

ρ é a densidade do ar;

c é a corda do perfil;

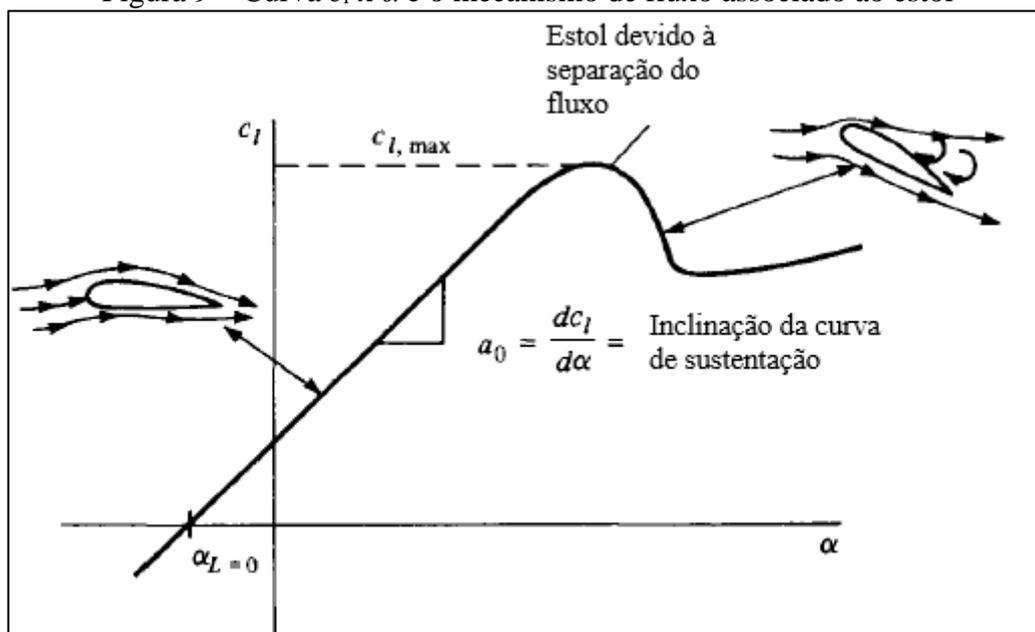
μ_∞ é a viscosidade dinâmica do ar.

Anderson (2012) sugere que os coeficientes c_l , c_d e c_m sejam obtidos através de experimentos em túnel de vento para determinados M_∞ e Re . Com a variação de c_l em função de α , obtêm-se o ângulo de estol do perfil, quando ocorre a separação do fluxo sobre a sua superfície superior, conforme mostrado na Figura 9.

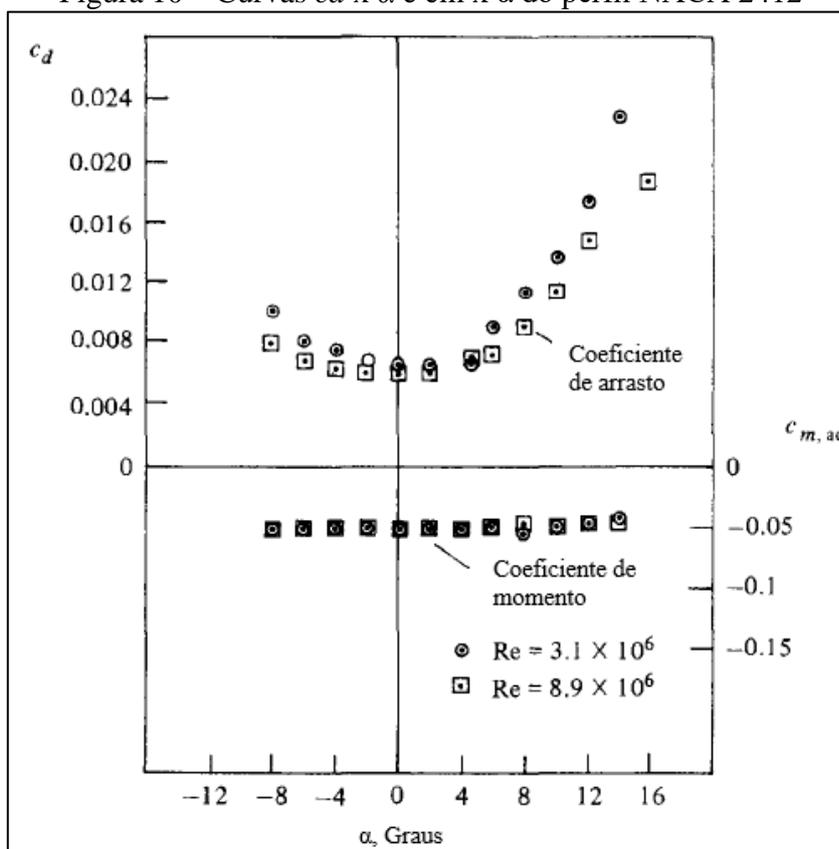
Outro parâmetro importante mostrado na Figura 9 é o coeficiente angular da curva c_l x α , apresentado novamente na Equação 09.

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} \quad (09)$$

As curvas c_d e c_m também podem ser obtidas experimentalmente, conforme Figura 10, que mostra os dados do perfil NACA 2412.

Figura 9 – Curva c_l x α e o mecanismo de fluxo associado ao estol

Fonte: adaptado de Anderson (2001)

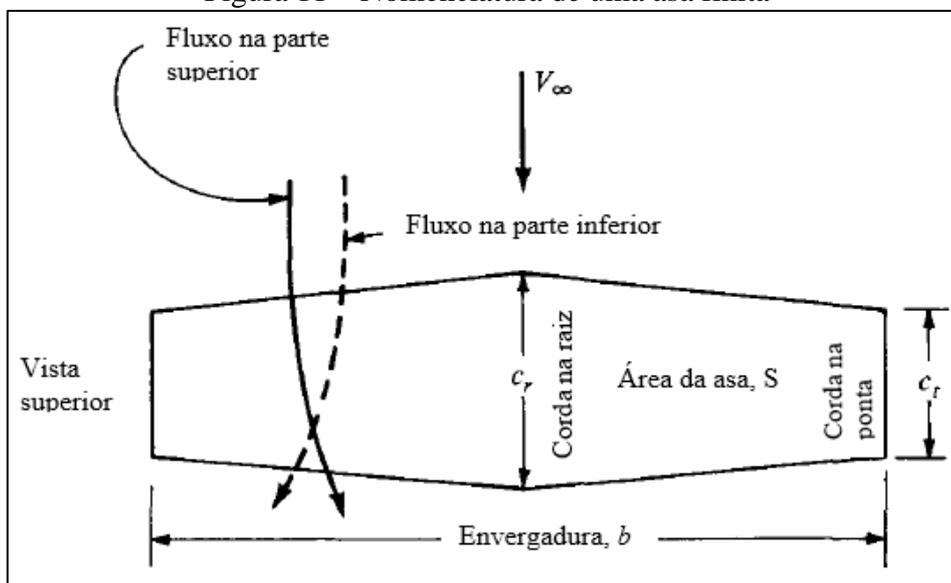
Figura 10 – Curvas c_d x α e c_m x α do perfil NACA 2412

Fonte: adaptado de Anderson (2001)

2.3.3 Asas finitas

As asas finitas têm sua nomenclatura mostrada na Figura 11.

Figura 11 – Nomenclatura de uma asa finita



Fonte: adaptado de Anderson (2001)

De acordo com Roskam e Lan (1997), outros dois parâmetros importantes são obtidos a partir da geometria da asa e servirão para as análises aerodinâmicas: o alongamento e o afilamento, determinados a partir das Equações 10 e 11, respectivamente.

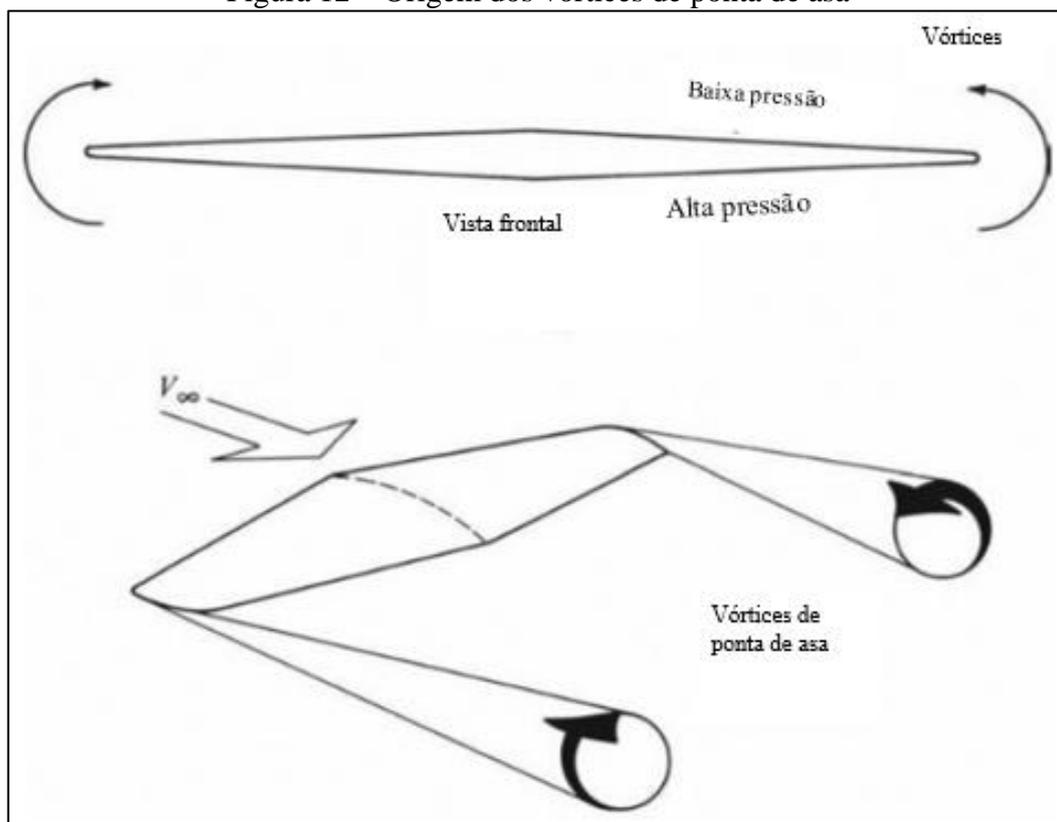
$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (10)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (11)$$

2.3.4 Características aerodinâmicas

Conforme Anderson (2012), os coeficientes de sustentação e de arrasto de uma asa finita não são os mesmos do perfil. Isso ocorre devido aos vórtices de pontas de asa que são gerados pela tendência das pressões da parte inferior e superior se equalizarem, conforme é mostrado na Figura 12.

Figura 12 – Origem dos vórtices de ponta de asa



Fonte: adaptado de Anderson (2012)

Ainda segundo Anderson (2012), os vórtices de ponta de asa induzem uma componente de velocidade na direção descendente da asa, chamada *downwash*, gerando, assim, o arrasto induzido ($C_{D,i}$), que pode ser obtido a partir da Equação 12.

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (12)$$

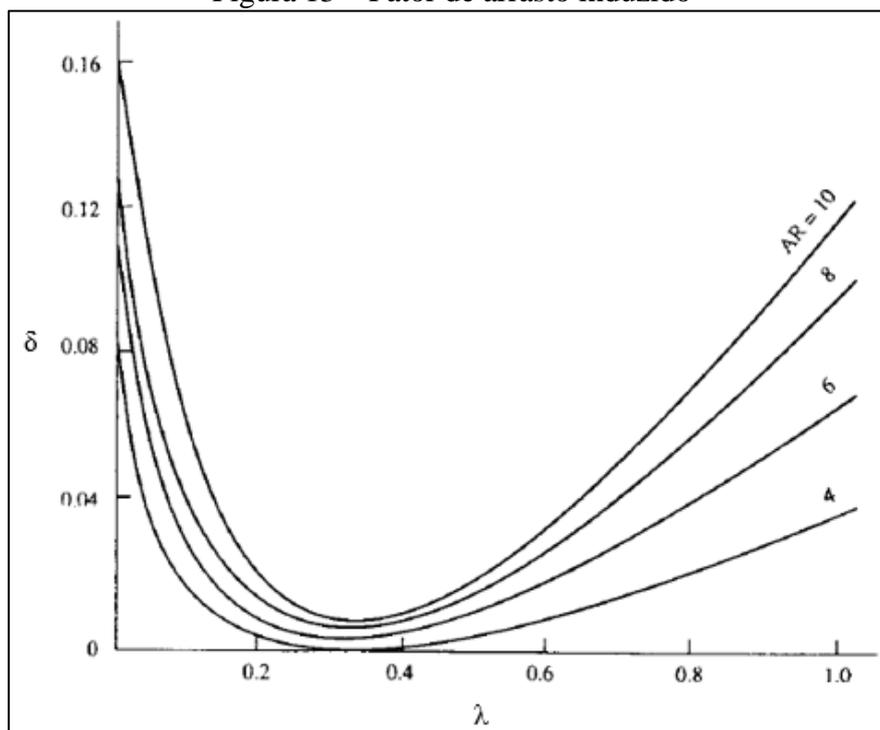
onde: C_L é o coeficiente de sustentação da asa finita;

AR é o alongamento da asa finita;

$e = \frac{1}{1 + \delta}$ é o fator de eficiência de envergadura;

δ é o fator de arrasto induzido, obtido a partir da Figura 13.

Figura 13 – Fator de arrasto induzido



Fonte: adaptado de Anderson (1999)

Segundo Anderson (1999) a inclinação da curva de sustentação também é reduzida devido ao efeito do *downwash*. O coeficiente de inclinação da curva $C_L \times \alpha$ da asa finita, a , pode ser determinado pela Equação 13, para $AR \geq 4$, e pela 14, para $AR < 4$. Em ambas a_0 é o coeficiente de inclinação da curva $c_l \times \alpha$, do perfil.

$$a = \frac{a_0}{1 + a_0/\pi e AR} \quad (13)$$

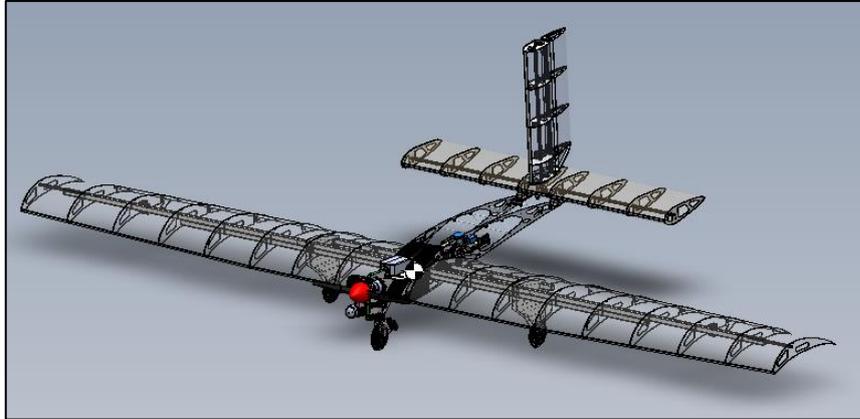
$$a = \frac{a_0}{\sqrt{1 + [a_0/\pi AR]^2} + a_0/\pi AR} \quad (14)$$

2.3.5 Polar de arrasto

De acordo com Roskam e Lan (1997), para se determinar a polar de arrasto completa de um avião, deve-se somar a contribuição do arrasto individual de cada componente. Neste trabalho será considerado o arrasto da asa e dos estabilizadores horizontal e vertical, pois são os componentes de maior influência em uma aeronave da competição SAE Brasil Aerodesign, como pode ser visto na Figura 14. Além disso, o arrasto do conjunto motor/fuselagem já será

considerado como redução da tração do grupo moto propulsores, no somatório das forças apresentadas na seção 2.4.

Figura 14 – Aeronave Aerosul 2019



Fonte: Aerosul (2019)

Portanto o arrasto completo da aeronave pode ser escrito pela Equação 15.

$$C_D = C_{D_{i_w}} + C_{D_{i_h}} + C_{D_0} \quad (15)$$

onde: $C_{D_{i_w}} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi e_w A R_w}$ é o arrasto induzido da asa;

$C_{D_{i_h}} = \frac{C_{L_h}^2}{\pi e_h A R_h} \frac{S_h}{S_w}$ é o arrasto induzido do estabilizador horizontal;

C_{D_0} é o arrasto parasita da aeronave completa.

O arrasto parasita das superfícies sustentadoras pode ser determinado de acordo com a Equação 16, apresentada por Roskam e Lan (1997).

$$C_{D_0} = R_{wf} R_{LS} C_f \left\{ 1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right\} \frac{S_{wet}}{S} \quad (16)$$

onde: t é a espessura do perfil;

c é a corda do perfil;

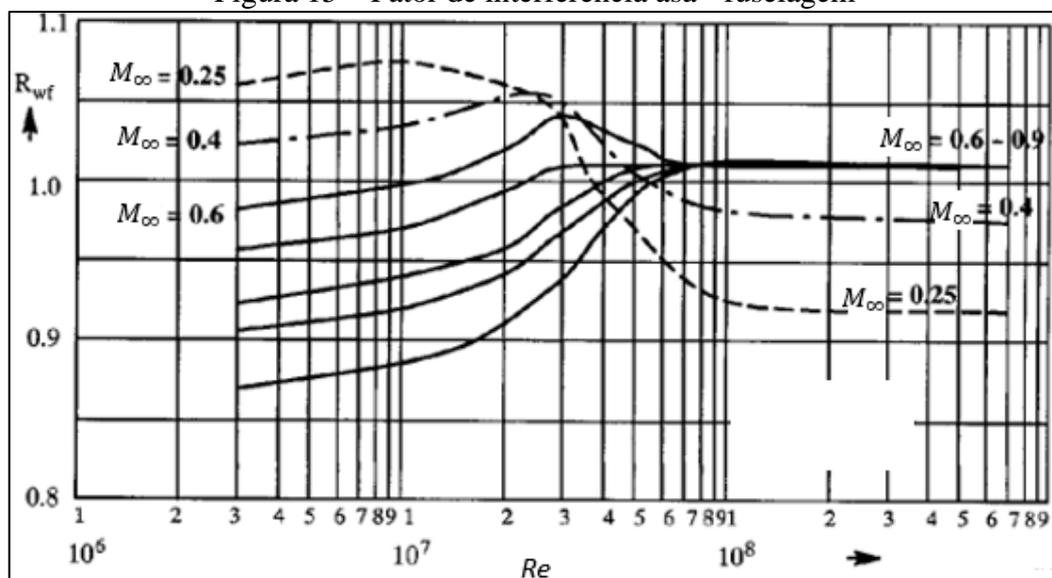
S_{wet} é a área molhada da superfície sustentadora;

S é a área projetada da superfície sustentadora;

e C_f é coeficiente de atrito da superfície.

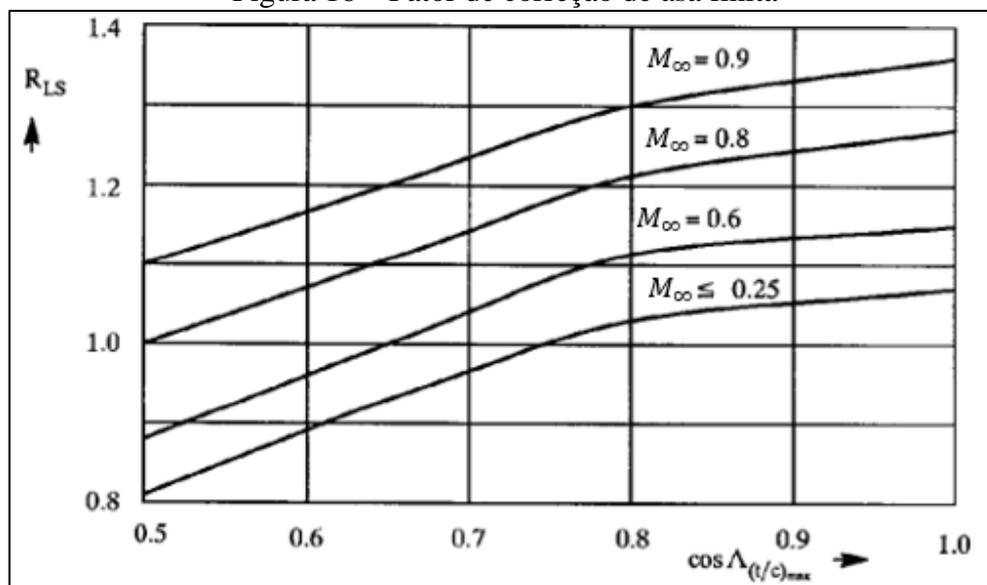
Os coeficientes R_{wf} e R_{LS} são obtidos, respectivamente, por meio das Figura 15, em função do número de Reynolds (Re) e de Mach (M_∞) e da Figura 16, em função do ângulo de diedro da asa (Λ).

Figura 15 – Fator de interferência asa - fuselagem



Fonte: Roskam e Lan (1997)

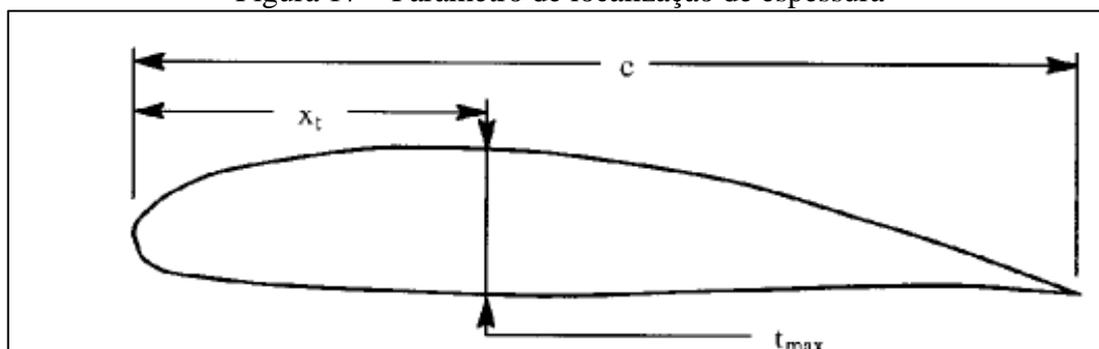
Figura 16 – Fator de correção de asa finita



Fonte: Roskam e Lan (1997)

O coeficiente L' depende da posição da espessura máxima do perfil aerodinâmico (t_{max}) em relação à corda (c), conforme Figura 17. Sendo $L' = 1,2$ para $x_t \geq 0,3c$ e $L' = 2$ para $x_t < 0,3c$.

Figura 17 – Parâmetro de localização de espessura



Fonte: adaptado de Roskam e Lan (1997)

O coeficiente C_f é calculado de acordo com a Equação 17, onde Re e M_∞ são, respectivamente o número de Reynolds e de Mach.

$$C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58} \times (1 + 0,144 \times M_\infty^2)^{0,58}} \quad (17)$$

Para definição do arrasto parasita total da aeronave, as Equações 16 e 17 devem ser aplicadas para cada superfície sustentadora, asa e estabilizadores horizontal e vertical, e somados os coeficientes de arrasto parasita de cada uma.

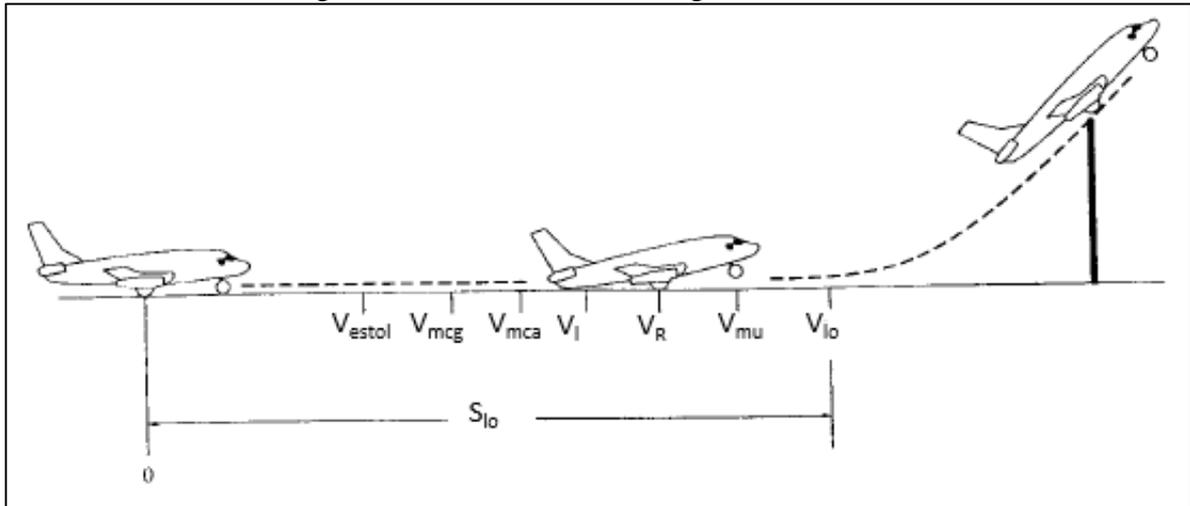
2.4 DESEMPENHO

Segundo Anderson (2012), ao se projetar um avião, alguns aspectos relacionados ao seu desempenho devem ser considerados afim de se atingir os objetivos requeridos. Ao se considerar a classe regular da competição SAE Brasil Aerodesign, o principal objetivo é a maximização da carga paga da aeronave, respeitando limites de comprimento de pista para decolagem e dimensional da aeronave. Para isso, o desempenho de decolagem e de subida logo após a decolagem, quando a aeronave está em seu limite operacional, devem ser analisados.

2.4.1 Desempenho de decolagem

O processo de decolagem de um avião, segundo Anderson (1999), ocorre conforme apresentado na Figura 18.

Figura 18 – Processo de decolagem de um avião



Fonte: adaptado de Anderson (1999)

Segundo Anderson (1999), a velocidade de decolagem (V_{lo}) deve ser aproximadamente 10% maior que a de estol (V_{estol}), definida pela Equação 18.

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}} \quad (18)$$

onde: W é o peso total da aeronave carregada;

ρ é a densidade do ar;

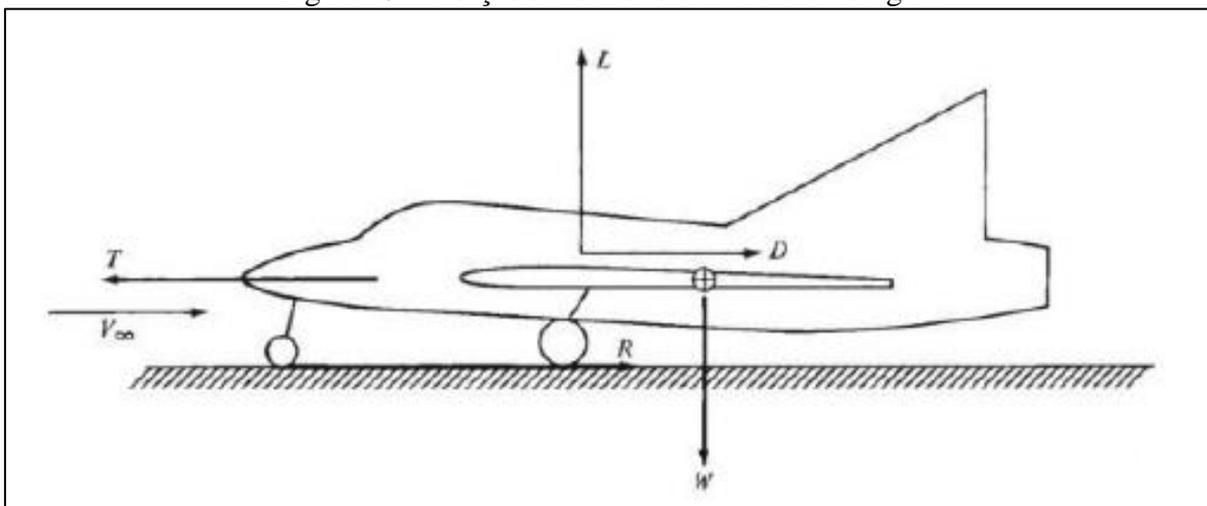
S é a área da asa;

e $C_{L,max}$ é o coeficiente de sustentação máximo da asa.

Portanto, é necessário determinar a distância percorrida pela aeronave para se atingir V_{lo} . Pela Figura 19, a força resultante pode ser escrita conforme Equação 19.

$$F = T - D - R = T - D - \mu(W - L) \quad (19)$$

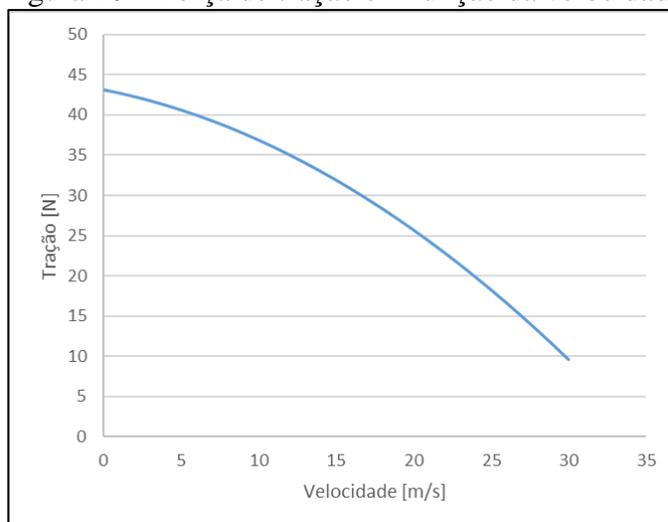
Figura 19 – Forças envolvidas durante a decolagem



Fonte: Anderson (2012)

Analisando essas forças, observa-se que a tração (T), o arrasto (D) e a sustentação (L) variam com a V_∞ . A Figura 20 ilustra a curva $T \times V_\infty$ típica de um propulsor usado em aeronaves da competição Aerodesign, enquanto as Equações 20 e 21, apresentadas por Anderson (2012), mostram as relações entre L e D e V_∞ , respectivamente.

Figura 20 – Força de tração em função da velocidade



Fonte: adaptado de Aerosul (2019)

$$L = 0,5\rho S C_L V_\infty^2 \quad (20)$$

$$D = 0,5\rho S \left(C_{D_0} + \phi \frac{C_L^2}{\pi e AR} \right) V_\infty^2 \quad (21)$$

onde: $\emptyset = \frac{(16l/b)^2}{1+(16l/b)^2}$ é o coeficiente de efeito solo;

l é a altura da asa em relação ao solo;

b é a envergadura da asa.

A análise do movimento da aeronave na corrida de decolagem é feita isolando-se a aceleração na Segunda Lei de Newton, conforme Equação 22.

$$a_i = \frac{T - D - \mu(W - L)}{W/9,807} \quad (22)$$

Porém, a Equação 22 apenas pode ser utilizada considerando que todas as forças são constantes. Portanto, se faz necessária a utilização de um método numérico iterativo em intervalos de tempo muito pequenos, no qual a velocidade e as forças são corrigidas a cada iteração. Nessa condição, as Equações 23 e 24 podem ser utilizadas para se determinar V_i e S_i , conforme apresentado por Gudmundsson (2014).

$$V_i = \sum_{i=0}^N (V_{i-1} + a_i (t_i - t_{i-1})) \quad (23)$$

$$s = \sum_{i=0}^N \left(s_{i-1} + V_{i-1}(t_i - t_{i-1}) + \frac{1}{2} a_i (t_i - t_{i-1})^2 \right) \quad (24)$$

2.4.2 Desempenho de Subida

Após a aeronave decolar, é importante que tenha reserva de potência para obter razão de subida (R/C) necessária para ganhar altitude e sair do efeito solo. Anderson (2012) apresenta a Equação 25 para cálculo de R/C .

$$R/C = \frac{P_{disponível} - P_{requerida}}{W} \quad (25)$$

onde: $P_{disponível} = T V_{\infty}$ é a potência disponível;

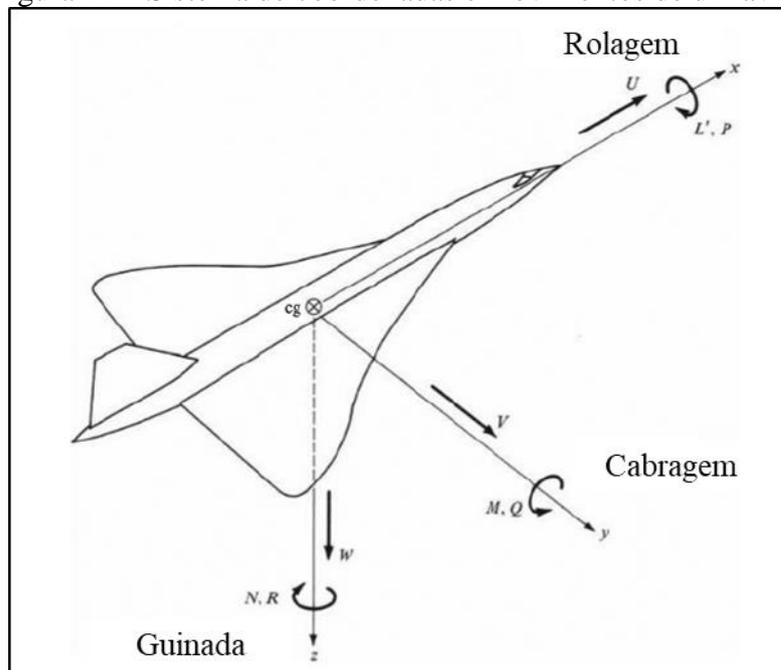
e $P_{requerida} = D V_{\infty}$ é a potência requerida.

2.5 ESTABILIDADE

Ao se projetar uma aeronave, é necessário, já na fase conceitual, levar em consideração as condições mínimas para se garantir que ela seja estável durante o voo. A

seguir são abordadas as estabilidades estáticas longitudinal e direcional. A Figura 21 mostra o sistema de coordenadas de um avião e os movimentos de cabragem, rolagem e guinada.

Figura 21 – Sistema de coordenadas e movimentos de um avião

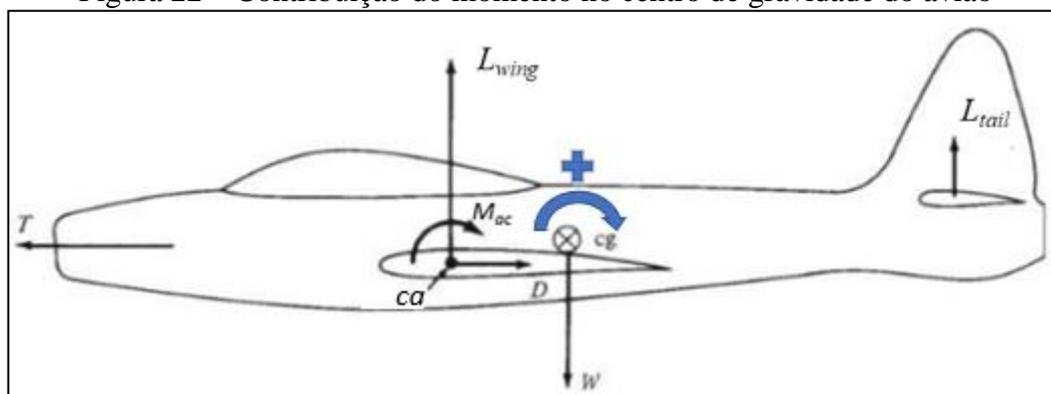


Fonte: adaptado de Anderson (2012)

2.5.1 Estabilidade Estática longitudinal

A Figura 22 mostra quais são as contribuições de cada componente de um avião na estabilidade estática longitudinal.

Figura 22 – Contribuição do momento no centro de gravidade do avião



Fonte: adaptado de Anderson (2012)

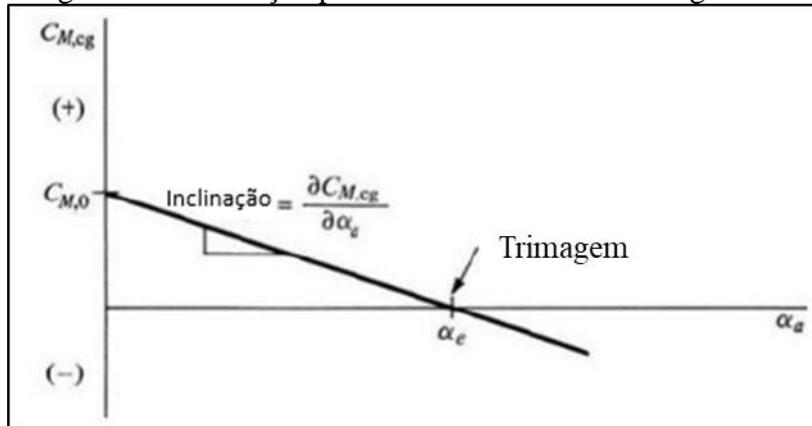
Segundo Anderson (2012), o coeficiente de momento sobre o centro de gravidade pode ser calculado pela Equação 26, sendo que, quando $C_{M,cg} = 0$, a aeronave está em equilíbrio estático, condição essa chamada de trimagem.

$$C_{M,cg} = \frac{M_{cg}}{q_{\infty}Sc} \quad (26)$$

A Figura 23 mostra como deve ser o comportamento de uma aeronave estaticamente estável no sentido longitudinal. Nota-se que, com a aeronave inicialmente no ponto de trimagem, com um aumento do ângulo de ataque, α , $C_{M,cg}$ possui valores negativos, já com uma diminuição de α , $C_{M,cg}$ possui valores positivos, fazendo com que a aeronave tenha uma tendência natural de voltar para a condição inicial.

Portanto, a inclinação da reta $C_{M,cg}$ em função de α deve ser negativa. Para se chegar aos valores utilizados para plotar o gráfico mostrado na Figura 23, deve-se analisar separadamente a contribuição de cada componente do avião.

Figura 23 – Condição para estabilidade estática longitudinal



Fonte: adaptado de Anderson (2012)

Conforme Nelson (1989), a contribuição da asa para a estabilidade longitudinal estática pode ser calculada pelas Equações 27 e 28.

$$C_{M,0_w} = C_{M,ca_w} + C_{L0_w} \left(\frac{X_{cg} - X_{ca}}{\bar{c}} \right) \quad (27)$$

$$C_{M,\alpha_w} = a \left(\frac{X_{cg} - X_{ca}}{\bar{c}} \right) \quad (28)$$

onde: $C_{M,0_w}$ é a contribuição da asa para o coeficiente de momento ao redor do centro de gravidade para $\alpha = 0^\circ$;

C_{M,ca_w} é o coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa para o α de interesse;

a é o coeficiente angular da curva de sustentação da asa;

C_{L0_w} é o coeficiente de sustentação da asa para $\alpha = 0^\circ$;

X_{cg} é a distância do centro de gravidade da aeronave para um ponto de referência;

X_{ca} é a distância do centro aerodinâmico da asa para um ponto de referência;

$\bar{c} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)$ é a corda média aerodinâmica da asa

Já a contribuição do estabilizador horizontal pode ser calculada pelas Equações 29 e 30.

$$C_{M,0_t} = \eta V_H a_t (\varepsilon_0 + i_w - i_t) \quad (29)$$

$$C_{M,\alpha_t} = -\eta V_H C_{L\alpha_t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (30)$$

onde: η é um valor, segundo Nelson (1989) que varia de 0,8 a 1,2 dependendo da localização do estabilizador em relação à asa;

$V_H = \frac{l_{ht} S_h}{S \bar{c}}$ é o volume de cauda da aeronave;

l_{ht} é a distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico do estabilizador horizontal;

a_t é o coeficiente angular da curva C_L em função de α do estabilizador horizontal;

$\varepsilon_0 = \frac{2C_{L0}}{\pi AR_w}$ é o ângulo de ataque induzido para uma condição de $\alpha = 0^\circ$;

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{L\alpha_w}}{\pi AR_w}$ é a variação do ângulo de ataque induzido em função de α .

Além disso, deve ser considerada a contribuição da fuselagem, conforme Equações 31 e 32.

$$C_{M,0_f} = \frac{k_2 - k_1}{36,5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=i_f} w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) \Delta x \quad (31)$$

$$C_{M,\alpha_f} = \frac{1}{36,5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=i_f} w_f^2 \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \Delta x \quad (32)$$

onde: $k_2 - k_1$ é o fator de correção da forma da fuselagem, obtido pela Figura 24, em função de $l/d_{máx}$;

$l/d_{máx}$ é a relação entre o comprimento e a largura máxima da fuselagem;

$\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ é a variação do ângulo do fluxo local ao longo da fuselagem, obtida da Figura 25;

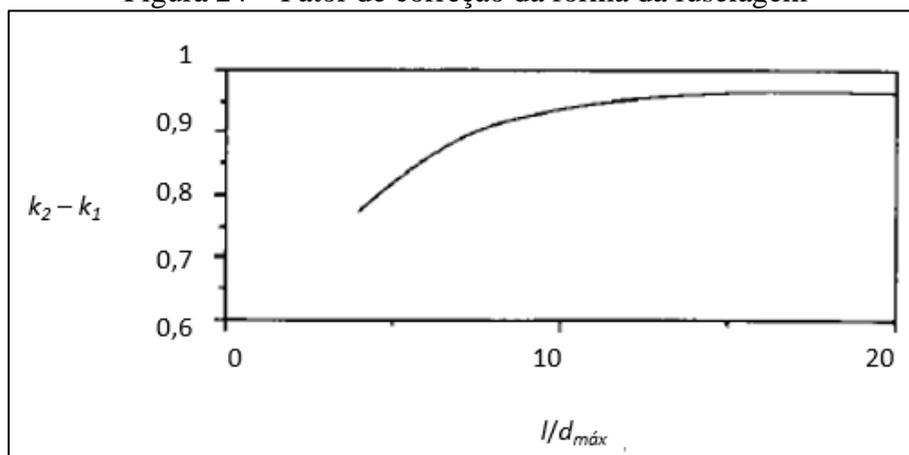
w_f é a largura média da fuselagem;

α_{0w} 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;

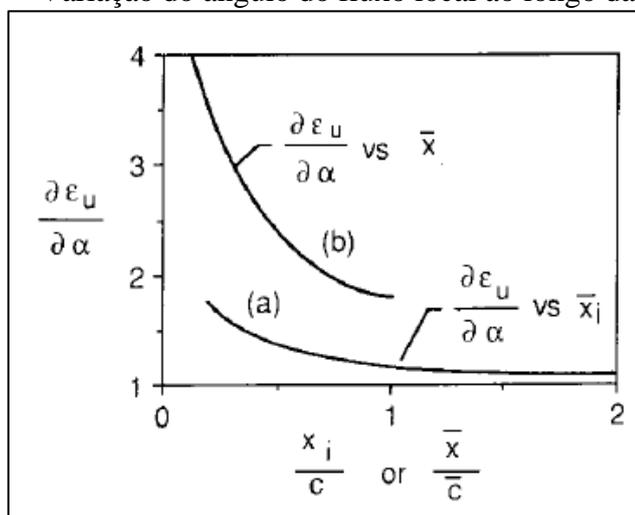
Δx comprimento de cada seção.

Figura 24 – Fator de correção da forma da fuselagem



Fonte: Nelson (1989)

Figura 25 – Variação do ângulo do fluxo local ao longo da fuselagem



Fonte: Nelson (1989)

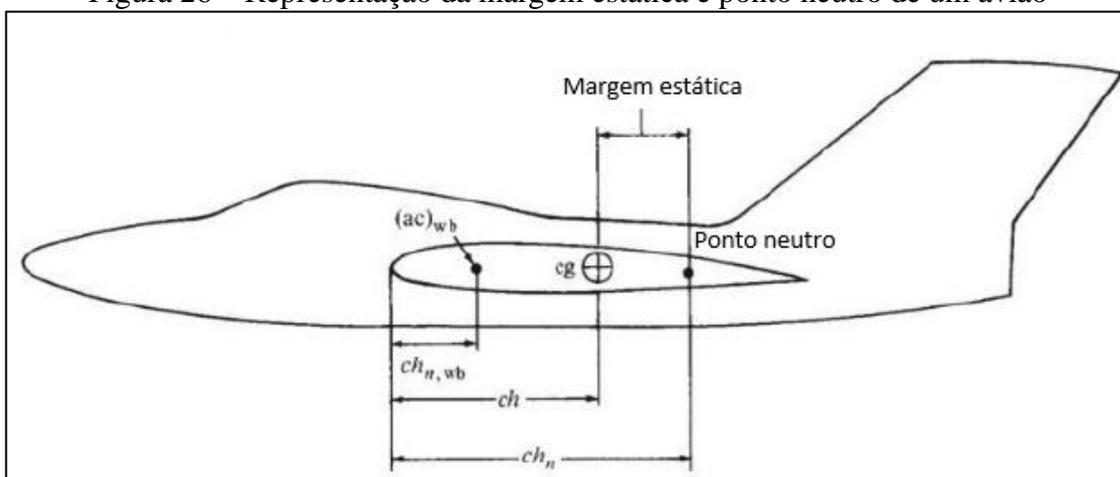
A partir da contribuição individual da asa, fuselagem e estabilizador horizontal, é possível se determinar os coeficientes da aeronave por meio das Equações 33 e 34.

$$C_{M,0} = C_{M,0_w} + C_{M,0_t} + C_{M,0_f} \quad (33)$$

$$C_{M,\alpha} = C_{M,\alpha_w} + C_{M,\alpha_t} + C_{M,\alpha_f} \quad (34)$$

Outros parâmetros que devem ser considerados ao se analisar a estabilidade estática longitudinal de um avião são o ponto neutro e a margem estática, mostrados na Figura 26. O ponto neutro é a localização da força resultante, considerando a aeronave inteira (sustentação do conjunto asa, fuselagem e estabilizador horizontal) e corresponde à posição mais traseira admissível para o CG do avião, mantendo a estabilidade estática longitudinal. Margem estática é a distância entre o ponto neutro e a posição de referência do CG. Ambos os parâmetros são dados como um percentual da corda média aerodinâmica da asa. (ANDERSON, 2012)

Figura 26 – Representação da margem estática e ponto neutro de um avião



Fonte: adaptado de Anderson (2012)

O ponto neutro e a margem estática podem ser obtidos, respectivamente, pelas Equações 35 e 36.

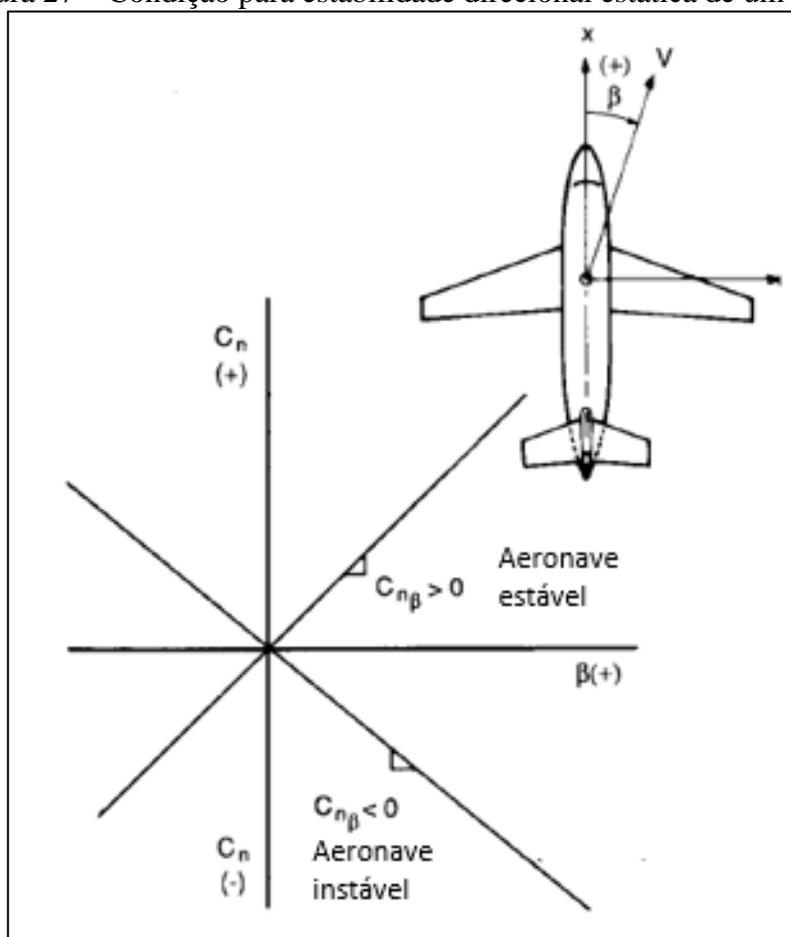
$$\frac{X_{pn}}{\bar{c}} = \frac{X_{ca}}{\bar{c}} - \frac{C_{M,\alpha_f}}{C_{L\alpha_w}} + \eta V_H \frac{C_{L\alpha_h}}{C_{L\alpha_w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (35)$$

$$ME = \frac{X_{pn}}{\bar{c}} - \frac{X_{cg}}{\bar{c}} \quad (36)$$

2.5.2 Estabilidade Estática direcional

Conforme Nelson (1989), uma aeronave, para ter estabilidade direcional, deve possuir o coeficiente angular da curva de coeficiente de momento de guinada em função do ângulo de derrapagem ($C_{n\beta}$) maior do que 0, essa condição é mostrada na Figura 27.

Figura 27 – Condição para estabilidade direcional estática de um avião



Fonte: adaptado de Nelson (1989)

A Equação 37 é utilizada para calcular $C_{n\beta}$.

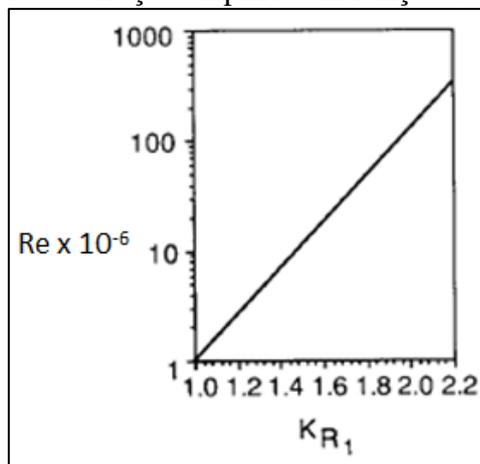
$$C_{n\beta} = -k_n k_{Rl} \frac{S_{fs} l_f}{S_w b} + \eta_v V_v C_{L\alpha_v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad (37)$$

onde: k_{Rl} é o fator de correção empírico para Re da fuselagem, obtido da Figura 28;

k_n é o fator de interferência asa-fuselagem, obtido da Figura 29;

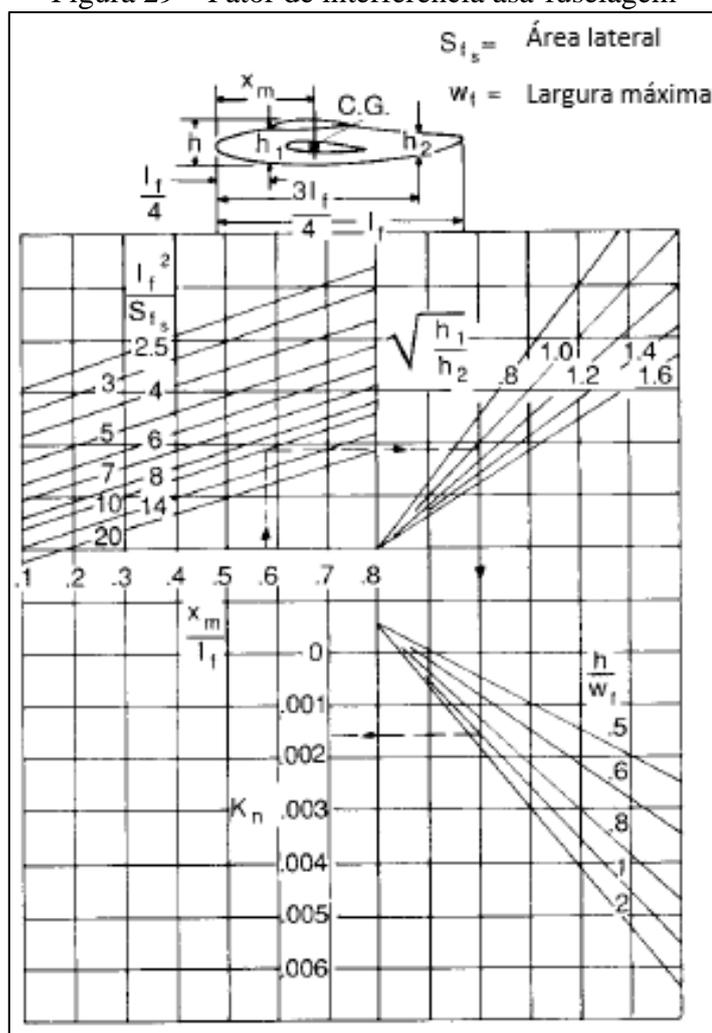
S_{fs} é a área da fuselagem em projeção lateral;
e l_f é o comprimento da fuselagem.

Figura 28 – Fator de correção empírico em função de Re da fuselagem



Fonte: adaptado de Nelson (1989)

Figura 29 – Fator de interferência asa-fuselagem



Fonte: adaptado de Nelson (1989)

2.6 OTIMIZAÇÃO

Segundo Bhatti (2000), um problema de otimização envolve a seleção das variáveis, a definição da função objetivo e a identificação do conjunto de restrições do problema.

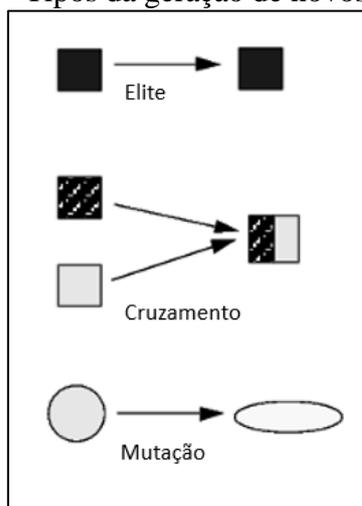
2.6.1 Algoritmo genético

O método consiste em encontrar o valor mínimo da função objetivo requerida, neste caso, $-CP$, considerando as variáveis de entrada e as restrições do problema. Para isso, de acordo com Mathworks (2019), o algoritmo segue a sequência abaixo:

- cria uma população inicial aleatoriamente, dentro do intervalo definido para cada variável;
- para cada membro da população é atribuída uma pontuação de aptidão, conforme valor obtido na função objetivo;
- gera uma faixa de valores mais utilizados, chamados de valores de expectativa, a partir das pontuações de aptidão dos membros;
- seleciona os membros, chamados pais, baseado nas expectativas;
- os indivíduos que possuem menor pontuação de aptidão são escolhidos como elite e passam para a próxima população;
- produz filhos a partir dos pais;
- substitui a população atual pela nova população formada pelas filhos e pelos membros da elite. A Figura 30 mostra como são gerados os membros da nova população.

Observa-se que a nova população é formada por indivíduos da elite da geração anterior, do cruzamento entre a elite e os novos indivíduos e, ainda por mutações da geração anterior.

Figura 30 – Tipos da geração de novos indivíduos



Fonte: Mathworks (2019)

2.6.2 Parametrização de forma pela curva de Bézier

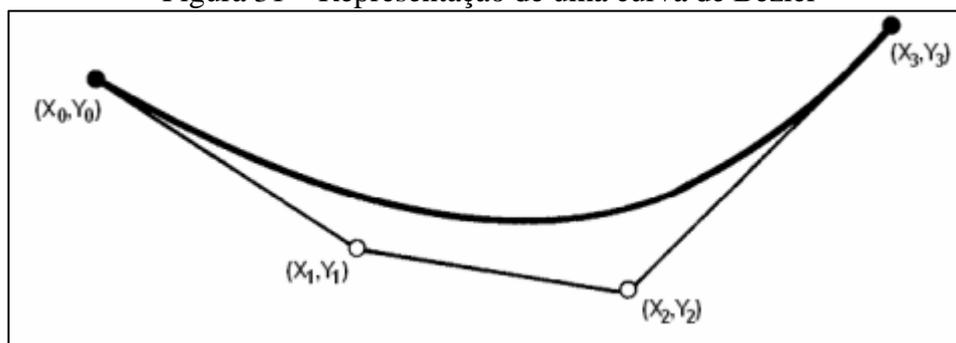
Para parametrização dos perfis aerodinâmicos, Sousa (2008) sugere a utilização da curva de Bézier, que pode ser expressa pelas Equações 38 e 39 para as coordenadas x e y , respectivamente, sendo t um parâmetro ao longo da curva desejada, definido no intervalo de 0 a 1, e X_i e Y_i , as coordenadas dos pontos de controle da curva.

$$x(t) = \sum_{i=0}^n \frac{n!}{i!(n-i)!} t^i (1-t)^{n-i} X_i \quad (38)$$

$$y(t) = \sum_{i=0}^n \frac{n!}{i!(n-i)!} t^i (1-t)^{n-i} Y_i \quad (39)$$

A Figura 31 mostra como a curva de Bézier é traçada a partir do polígono de controle. Observa-se que os únicos pontos que obrigatoriamente fazem parte da curva são os pontos $(X_0, Y_0) = (x(0), y(0))$ e $(X_n, Y_n) = (x(1), y(1))$, sendo $n=3$ neste exemplo. Portanto sempre há $n+1$ pontos para as coordenadas de controle X_i e Y_i . Observa-se ainda que, a partir do polígono de controle definido pelas coordenadas X_i e Y_i , com $n+1$ pontos, a curva de Bézier gerada é um polinômio de grau n em função do parâmetro t , que varia de 0 a 1.

Figura 31 – Representação de uma curva de Bézier



Fonte: Sousa (2008)

2.7 TRABALHOS CORRELATOS

Símon (2017) estudou técnicas de otimização com o propósito de desenvolver uma estrutura treliçada da asa de uma aeronave da competição SAE Brasil Aerodesign. Em seu trabalho foram desenvolvidos os métodos metaheurísticos de otimização de enxame de partículas e o operador de busca caótica, sendo que em ambos ele aplicou funções de penalidade para transformar um problema de otimização restritivo em um problema semelhante sem restrições.

Thomes, Santos e Santos (2018) desenvolveram um método de otimização de perfis aerodinâmicos por algoritmo genético, sendo a função objetivo a maximização de $C_{l\text{máx}}$ para o perfil da asa e a minimização de a_0 para o perfil do estabilizador horizontal. Com a aplicação desse método, os autores chegaram a perfis com resultados satisfatórios, comparados aos já existentes na indústria aeronáutica.

Ainda sobre desenvolvimento de perfis aerodinâmicos, Sousa (2008) utilizou a curva de Bézier como forma de parametrização por meio de pontos de controle. Ele utilizou o código *XFoil* como *solver* para obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, desativando sub-rotinas desnecessárias para seu objetivo para reduzir o tempo de processamento.

López et al. (2013) desenvolveram um método de otimização de perfis aerodinâmicos usando algoritmo genético, objetivando a maximização da eficiência aerodinâmica e a minimização do arrasto de uma aeronave. Utilizaram a curva de Bézier como parametrização de controle e o *solver Fluent* para análise em *CFD* de cada modelo gerado. Os autores ressaltam ainda a importância da definição correta dos parâmetros utilizados para solução do algoritmo genético (tamanho da população e taxas de mutação e de cruzamentos).

Já Jahangirian et al. (2011) desenvolveram técnicas para tornar mais eficiente a busca pelos valores que otimizem os perfis aerodinâmicos por algoritmos genéticos em termos de tempo de processamento computacional, utilizando a distribuição normal dos resultados obtidos de cada geração anterior. Com isso os autores reduziram em até 60% o tempo de processamento.

Miyadaira et al. (2018) desenvolveram um método de otimização multidisciplinar, considerando geometria, aerodinâmica, desempenho, estabilidade e estruturas da aeronave. Neste trabalho as variáveis de otimização definidas foram as características geométricas da asa para perfis aerodinâmicos previamente definidos e sua altura em relação ao solo, pois uma das restrições do projeto era que a aeronave deveria caber dentro de um hangar cônico estipulado pela 19ª Competição SAE Brasil Aerodesign. Já a função objetivo foi a pontuação final de voo na competição, considerando a carga paga e o peso vazio da aeronave. O método de otimização aplicado neste caso foi a evolução diferencial acelerada, que se assemelha ao algoritmo genético.

Holst (2005) explica que o algoritmo genético se assemelha à teoria da evolução para gerar uma configuração otimizada da forma aerodinâmica de uma aeronave, na qual as que possuem maiores valores de aptidão, são as que passaram seus genes para as gerações seguintes. O autor trabalha com funções multi-objetivos aplicados ao desenvolvimento de formas aerodinâmicas otimizadas e mostra como lidar em casos desses objetivos serem considerados conflitantes como, por exemplo, minimizar arrasto e maximizar volume de uma fuselagem que deve ser otimizada, utilizando a fronteira de Pareto, que é a curva com as melhores soluções para cada objetivo.

Nascimento (2015) detalha como o algoritmo genético funciona, de forma semelhante à teoria da evolução, proposta por Charles Darwin em 1858. O autor utilizou esse método para desenvolver uma configuração otimizada de uma aeronave, envolvendo as disciplinas de Aerodinâmica, Peso e Balanceamento, Desempenho, Mecânica de Voo e Análise Financeira. Para isso demonstrou como a indústria aeronáutica faz uso da otimização multidisciplinar (MDO) para desenvolver aeronaves que atendam à expectativa do projeto. Nesse trabalho foram comparados os resultados obtidos de uma otimização monoobjetivo, na qual buscou-se maximizar o ganho financeiro, com uma multiobjetivos, minimizando também o tempo de voo em uma distância pré-determinada. O autor concluiu que, a partir dos valores obtidos da fronteira de Pareto, a redução de tempo de viagem foi insignificante em relação ao ganho financeiro obtido da otimização monoobjetivo.

3 MÉTODO

Atualmente a equipe Aerosul, que representa a Universidade de Caxias do Sul na competição SAE Brasil Aerodesign desenvolve perfis aerodinâmicos, buscando a maximização do coeficiente de sustentação máximo e do coeficiente angular da curva de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, respectivamente para a asa e estabilizadores. Porém, o aumento do coeficiente de sustentação máximo da asa implica em uma tendência de aumento do coeficiente angular da curva de sustentação da asa, fazendo com que haja a necessidade de aumento da área do estabilizador horizontal para manter uma aeronave longitudinalmente e estaticamente estável. Além disso, o método atual não leva em consideração a espessura dos perfis desenvolvidos, o que pode gerar o aumento do arrasto parasita. Ou seja, a maximização desses parâmetros podem não necessariamente maximizar CP .

Ainda no contexto atual, após o desenvolvimento dos perfis, é gerada a configuração ideal da aeronave com um algoritmo que testa todas as possibilidades de configuração, o que torna o processo lento e inviabiliza o desenvolvimento simultâneo dos perfis aerodinâmicos.

Este trabalho se propõe a desenvolver um método de otimização multidisciplinar que envolva simultaneamente a configuração aerodinâmica da aeronave e os perfis da asa e dos estabilizadores.

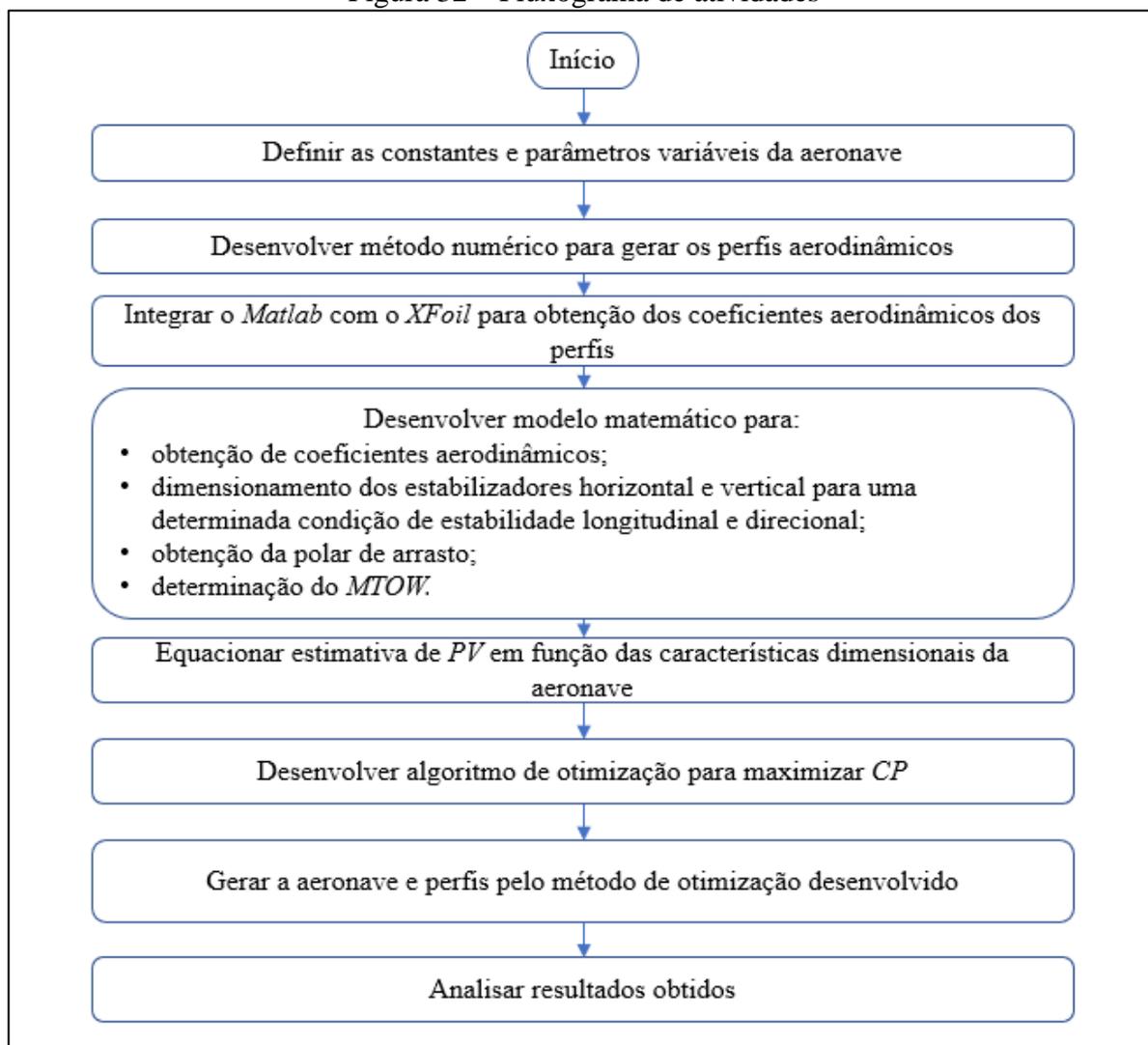
As etapas de trabalho para chegar ao objetivo são apresentadas na Figura 32.

Conhecidas as constantes da aeronave, algumas já impostas por SAE Brasil (2019), como comprimento de pista para decolagem e dimensional da aeronave, e outras de acordo com dados experimentais, como a força de tração do grupo moto-propulsor e o coeficiente de atrito de rolamento.

O método de otimização aplicado é o algoritmo genético, por estar disponível como função do *software Matlab* e ser amplamente utilizado para solução de problemas de otimização não lineares e restritivos, que varia os parâmetros de entrada para buscar a maximização ou minimização de uma função objetivo, atendendo as restrições do problema.

Em seguida foi desenvolvido um método numérico para gerar o perfil aerodinâmico a partir dos pontos de controle da curva de Bézier, utilizando o *software Matlab* que também possui código *XFoil*, utilizado como *solver* para obtenção dos dados aerodinâmicos dos perfis gerados.

Figura 32 – Fluxograma de atividades



Fonte: O autor (2019)

O modelamento matemático para obtenção da carga paga a partir dos parâmetros de entrada foi desenvolvido de acordo com as equações apresentadas no capítulo 2. O peso vazio da aeronave foi estimado em função das razões de massa pela envergadura para asa e estabilizadores; e massa da fuselagem e demais componentes da aeronave, de acordo com dados experimentais das aeronaves construídas em 2018 e 2019 pela equipe Aerosul.

As restrições de projeto são mostradas a seguir:

- limite dimensional de 3,7 m para a soma da envergadura e do comprimento total da aeronave, de acordo com SAE Brasil (2019);
- comprimento de pista máximo para decolagem de 50 m, de acordo com SAE Brasil (2019);
- reserva de potência logo após a decolagem para obter razão de subida;

- margem estática de 16,5% para uma condição de estabilidade estática longitudinal similar à obtida pela equipe no ano de 2019, conforme Aerosul (2019);
- coeficiente angular positivo para a curva de momento de guinada em função do ângulo de derrapagem.

Já as variáveis de otimização são os formatos dos perfis aerodinâmicos, o alongamento, o afilamento, a envergadura e o ângulo de incidência da asa, que possuem as seguintes *trade offs*:

- o formato do perfil aerodinâmico da asa influencia diretamente a velocidade de estol da aeronave e a área do estabilizador horizontal;
- o formato do perfil aerodinâmico dos estabilizadores influencia na sua área;
- o aumento de AR faz com que o coeficiente de sustentação da asa aumente e o arrasto induzido diminua, porém, devido à limitação da envergadura, a área da asa diminui;
- o afilamento ideal para redução do fator de arrasto induzido é em torno de 0,3, de acordo com a Figura 13, porém, ao aumentar o afilamento, obtêm-se maior área da asa;
- quanto maior for a envergadura da asa, maior serão o alongamento e a área, mas a limitação dimensional imposta pelo regulamento faz com que aumente a área dos estabilizadores;
- quanto maior o coeficiente de sustentação para a decolagem, menor será a força de atrito de rolamento, devido ao aumento da sustentação da asa, porém maior também será a força de arrasto.

Nota-se que algumas dessas variáveis resultam em variações das áreas da asa e dos estabilizadores, implicando em alterações na polar de arrasto e na velocidade de estol da aeronave. Já a redução das forças de arrasto e de atrito causam a redução do comprimento de pista para decolagem, permitindo o aumento da carga paga (CP) para o limite definido. Além disso, o peso total da aeronave é a soma do peso vazio PV e da CP .

De acordo com Bhatti (2000), pode-se representar esse problema de otimização pela função mostrada na Figura 33. Trata-se de um problema do tipo não linear, pois as restrições do problema são funções não lineares.

Figura 33 – Função do problema de otimização

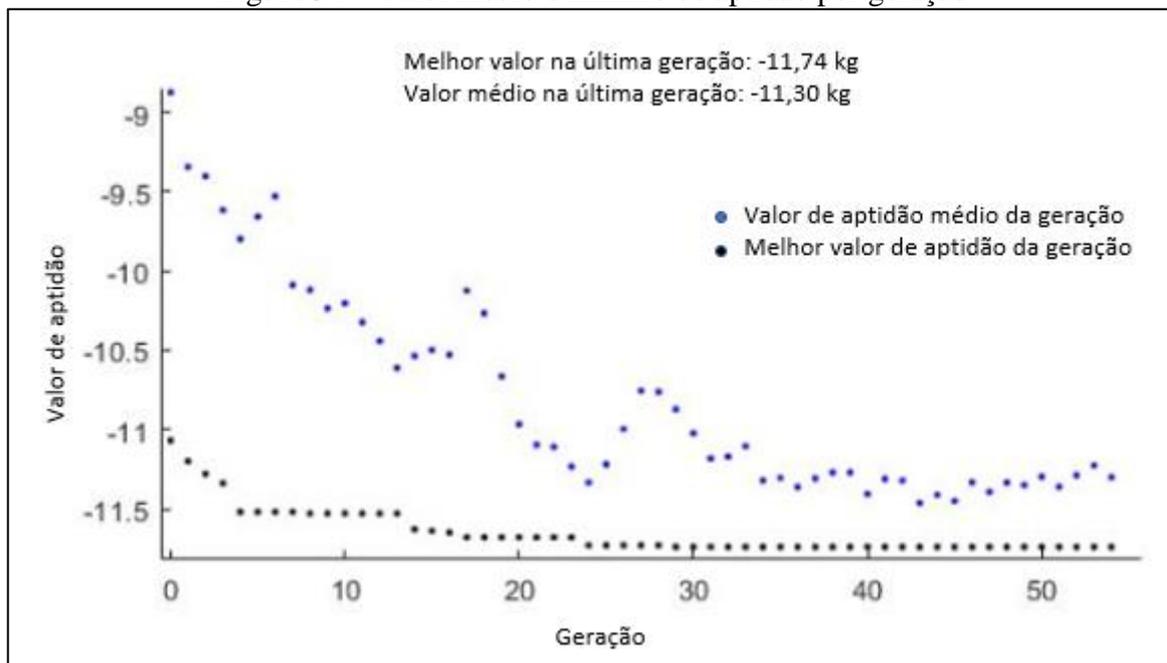
maximizar	coeficiente de sustentação máximo do perfil da asa - $c_{lmax}(X_{iw}, Y_{iw})$
minimizar	coeficiente angular da curva c_l vs α do perfil da asa - $a_{0w}(X_{iw}, Y_{iw})$
minimizar	espessura do perfil da asa - $t_w(X_{iw}, Y_{iw})$
maximizar	coeficiente angular da curva c_l vs α do perfil dos estabilizadores - $a_{0t}(X_{it}, Y_{it})$
minimizar	espessura do perfil dos estabilizadores - $t_t(X_{it}, Y_{it})$
maximizar	coeficiente de sustentação máximo da asa - $C_{Lmax}(c_{lmax}, AR, \lambda)$
minimizar	velocidade de estol - $V_{estol}(C_{Lmax}, AR, l, b)$
minimizar	área dos estabilizadores - $S_t(a_{0w}, a_{0t}, AR, \lambda, b)$
minimizar	arrasto - $D(t_w, t_t, AR, \lambda, b, S_t)$
minimizar	atrito de rolamento - $R(AR, \lambda, b, C_{Lto})$
minimizar	comprimento de pista para decolar - $s(V_{estol}, D, R)$
minimizar	peso vazio - $PV(b, S_t)$
maximizar	$MTOW(s)$
maximizar	$CP(MTOW, PV)$
sendo	$\left\{ \begin{array}{l} \text{Dimensional máximo da aeronave} - Dim(b) \leq 3,7 \text{ m} \\ \text{Comprimento máximo para decolagem} - s_{to}(X_t, Y_t, AR, \lambda, b, CL_{to}) \leq 50 \text{ m} \\ \text{Razão de subida após a decolagem} - R/C(X_t, Y_t, AR, \lambda, b, CL_{to}) > 0 \text{ m/s} \\ \text{Margem estática} - ME(X_t, Y_t, AR, \lambda, b, CL_{to}) = 0,165 \\ \text{Coeficiente angular da curva de coeficiente de momento de guinada} - C_{n\beta}(X_t, Y_t, AR, \lambda, b, CL_{to}) > 0 \\ 0 \leq \text{Pontos de controle da curva de Bézier} - X_i \leq 1 \\ 0 \leq \text{Pontos de controle da curva de Bézier} - Y_i \leq 1 \\ 1 \leq \text{Alongamento da asa} - AR \leq 10 \\ 0,1 \leq \text{Afilamento da asa} - \lambda \leq 1 \\ 0 \leq \text{Envergadura da asa} - b \leq 3,7 \text{ m} \\ C_{Lmin} \leq \text{Coeficiente de sustentação da asa na decolagem} - C_{Lto} \leq C_{Lmax} \end{array} \right.$

Fonte: O autor (2019)

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Após 54 gerações, com tamanho de população de 10 membros por geração e as últimas 25 gerações com o mesmo valor máximo de CP obtido, o programa foi finalizado. Observa-se na Figura 34 que o melhor valor encontrado de carga paga é de 11,74 kg.

Figura 34 – Valor médio e mínimo de aptidão por geração



Fonte: O autor (2019)

Os resultados obtidos da configuração aerodinâmica da aeronave estão apresentados na Tabela 1, que compara com a aeronave desenvolvida pela equipe no ano de 2019. Nota-se um aumento de 0,72 kg de carga paga. Os principais fatores para se obter esse ganho de CP foram:

- o aumento do $c_{l\text{máx}}$;
- redução do a_o ;
- redução de t_l/c ;
- redução de S_h .

Tabela 1 - Comparação da aeronave gerada com a de 2019

Variável	Aeronave gerada	Aeronave 2019
b [m]	2,43	2,58
C_{Llo} [-]	0,67	0,60
AR [-]	6	7
λ [-]	0,5	0,8
$c_{lm\acute{a}x}$ [-]	2,49	2,35
$C_{Lm\acute{a}x}$	1,93	1,84
a_o [rad ⁻¹]	5,44	6,54
t_w/c [%]	16,9	14,8
a_{ot} [rad ⁻¹]	6,21	7,68
t_t/c [%]	17,9	24,0
S [m ²]	0,984	0,951
S_h [m ²]	0,268	0,284
S_v [m ²]	0,077	0,079
l_{ht} [m]	-0,76	-0,636
PV [kg]	3,30	3,31
CP [kg]	11,74	11,02

Fonte: O autor (2019)

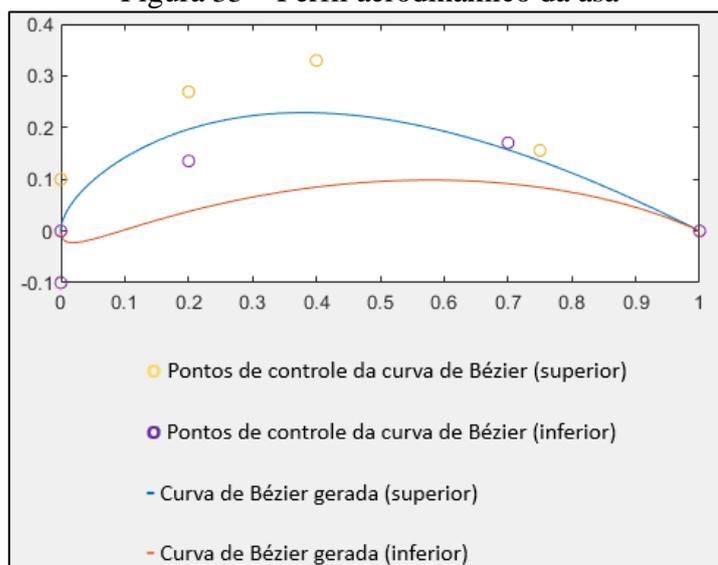
4.1 ANÁLISE DOS PERFIS AERODINÂMICOS GERADOS

Observa-se que, com o método desenvolvido, obteve-se um perfil aerodinâmico da asa com valor de $c_{lm\acute{a}x}$ maior do que o valor de referência da aeronave de 2019, que utilizava como função objetivo a maximização desse parâmetro. Ou seja, o método buscou um valor maior de $c_{lm\acute{a}x}$, reduzindo o valor de a_o . Porém, durante a execução do programa, foi observada a geração de um perfil aerodinâmico da asa com valor de $c_{lm\acute{a}x} = 2.51$ e $a_o = 6.55$, causando a redução de V_{estol} , mas também o aumento de S_h , S_v e, conseqüentemente, aumento do arrasto parasita e PV , resultando em $CP = 10,66$ kg e sendo descartada nas gerações seguintes. Fica claro que a maximização apenas de $c_{lm\acute{a}x}$ não necessariamente maximiza CP .

Para facilitar o processo, foram definidos valores fixos no eixo x e controlados pelo algoritmo os valores no eixo y. Sendo 3 pontos na curva superior e 2 pontos na curva inferior para a asa. Para os estabilizadores foram 3 pontos na curva superior, sendo utilizados os

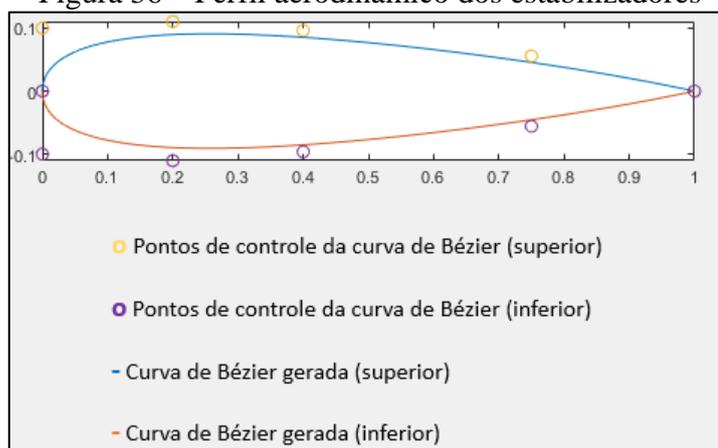
mesmos pontos com sinal negativo para a curva inferior, gerando assim, perfis simétricos. Além desses, observa-se nas Figuras 35 e 36 os pontos (0;0), (0;0,1), (0;-0,1) para facilitar a geração dos bordos de ataque e (1,0) para fechar o bordo de fuga. As Figuras 35 e 36 mostram os formatos dos perfis aerodinâmicos da asa e estabilizadores, respectivamente, gerados pelos pontos de controle da curva de Bézier.

Figura 35 – Perfil aerodinâmico da asa



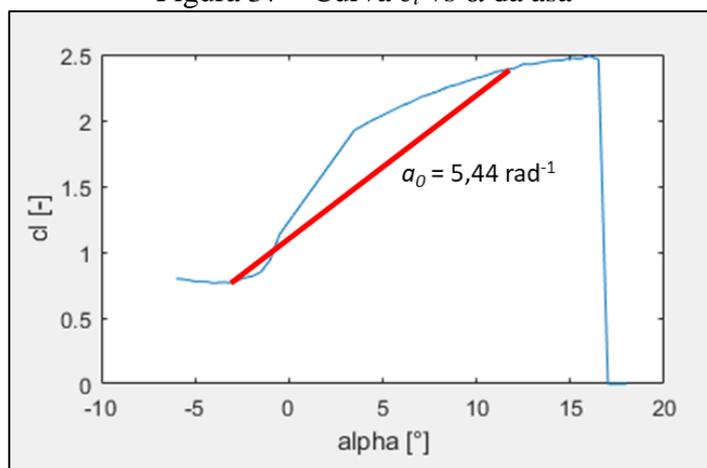
Fonte: O autor (2019)

Figura 36 – Perfil aerodinâmico dos estabilizadores



Fonte: O autor (2019)

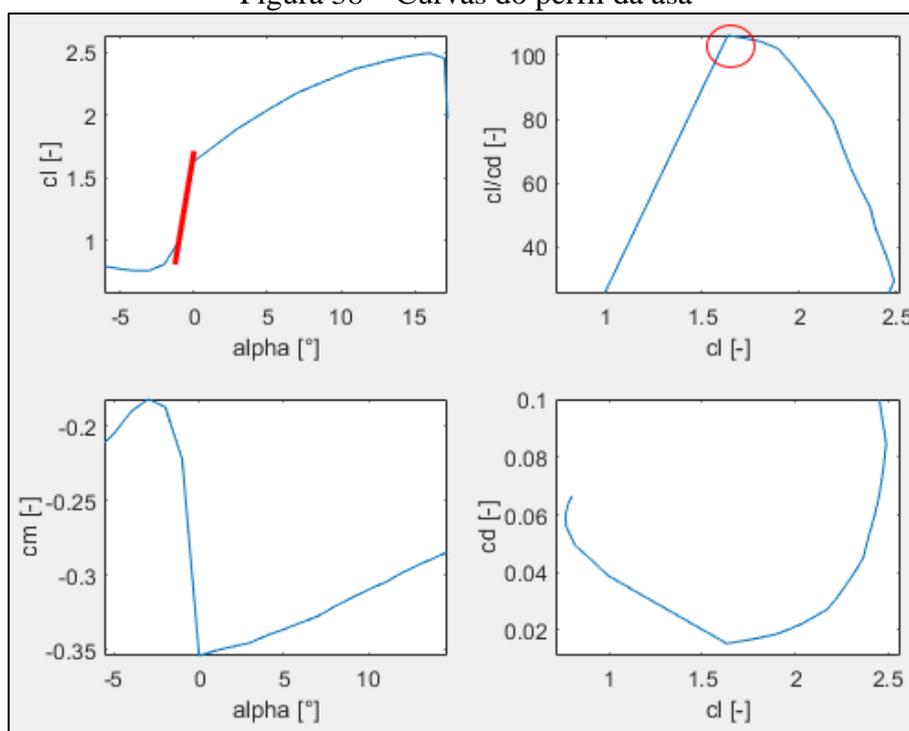
A Figura 37 mostra a curva de c_l do perfil da asa em função de α . Nota-se que, apesar de se considerar a_0 constante para cálculos de estabilidade, esse valor varia com a variação de α . Assim, inicialmente foi considerado o maior valor de a_0 ao longo da curva, em um intervalo de 15° . Mesmo critério adotado para a aeronave 2019.

Figura 37 – Curva c_l vs α da asa

Fonte: O autor (2019)

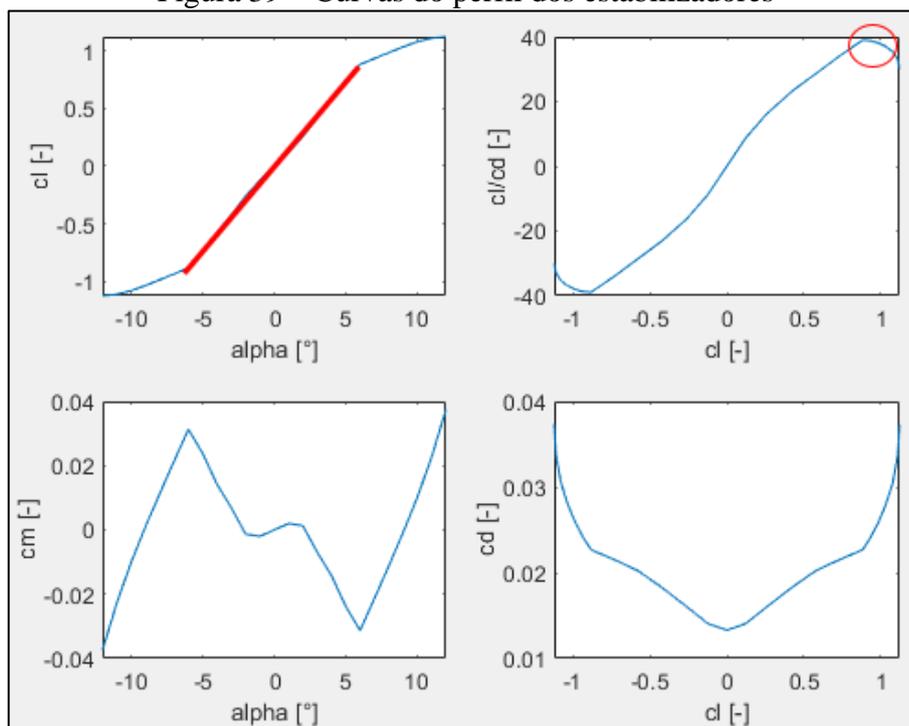
Porém, ao se analisar as curvas de c_d , c_l/c_d e c_m , mostradas na Figura 38, nota-se que o perfil gerado para a asa apenas possui comportamento linear na faixa compreendida entre $1 < c_l < 1,63$. Após essa faixa há um aumento arrasto e redução de eficiência aerodinâmica (c_l/c_d). Portanto, a faixa que deve ser considerada para definição de α_0 é a reta imediatamente anterior ao ponto de $c_l/c_d \text{ máx}$. Esse mesmo comportamento pode ser observado no perfil dos estabilizadores, conforme mostra a Figura 39.

Figura 38 – Curvas do perfil da asa



Fonte: O autor (2019)

Figura 39 – Curvas do perfil dos estabilizadores



Fonte: O autor (2019)

Fazendo o ajuste de a_0 para os perfis da asa e do estabilizador da aeronave desenvolvida e da 2019, obteve-se os valores apresentados na Tabela 2.

Tabela 2 - Resultados obtidos após correção do a_0 para os perfis gerados inicialmente

Variável	Aeronave gerada	Aeronave 2019
a_0 [rad ⁻¹]	7,95	9,7
a_{ot} [rad ⁻¹]	6,38	3,7
$C_{Lmáx}$ [-]	1,75	1,61
S_h [m ²]	0,433	0,895
S_v [m ²]	0,076	0,106
PV [kg]	3,46	3,98
CP [kg]	10,76	10,25

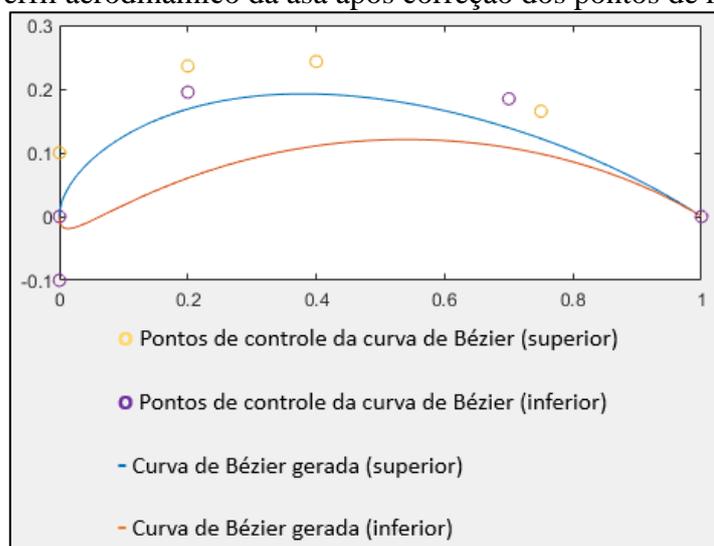
Fonte: O autor (2019)

Nota-se na Tabela 2 que, fazendo a correção do a_0 para garantir que a aeronave opere na região linear da curva c_l vs α , há uma redução significativa de CP . Mesmo assim obteve-se um aumento de 500 g em relação à aeronave de 2019.

Após a correção dos pontos de referência de a_0 , se fez necessária uma nova otimização da forma aerodinâmica da aeronave. Após 20 gerações, obteve-se os perfis mostrados nas figuras 40 e 41 e as curvas mostradas nas figuras 42 e 43.

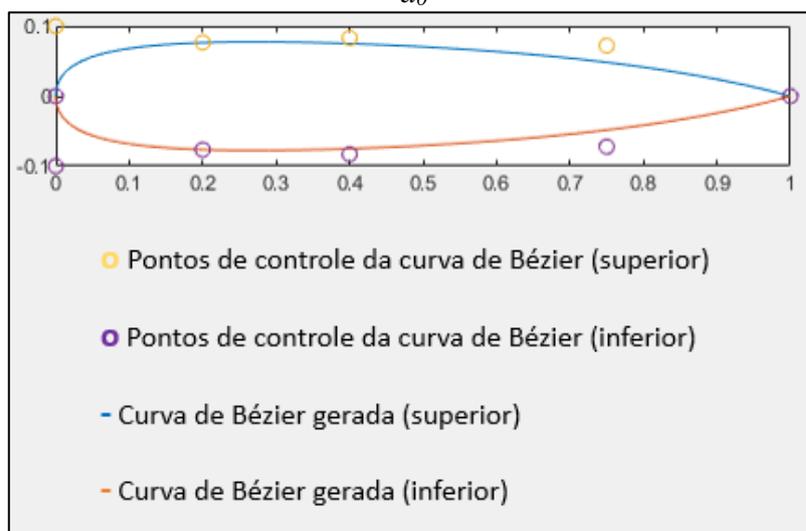
Observa-se que o algoritmo buscou um perfil aerodinâmico para a asa com maior faixa de c_l na região linear (aproximadamente 7°), ou seja, antes do aumento de c_d . Para os estabilizadores, não houve diferença significativa, por já existir o comportamento linear na faixa analisada.

Figura 40 – Perfil aerodinâmico da asa após correção dos pontos de referência de a_0



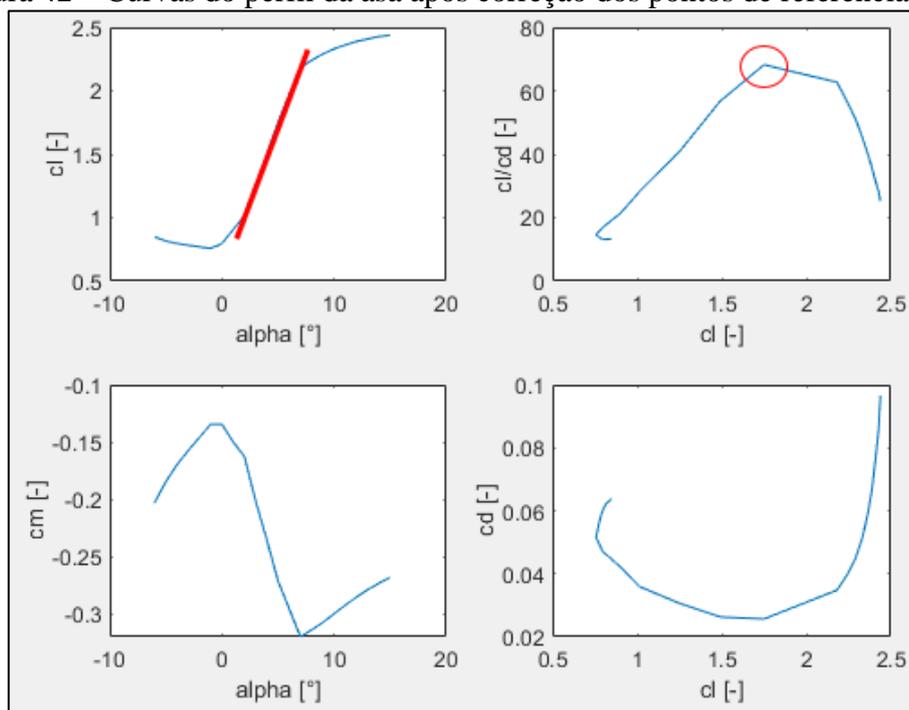
Fonte: O autor (2019)

Figura 41 – Perfil aerodinâmico dos estabilizadores após correção dos pontos de referência de a_0



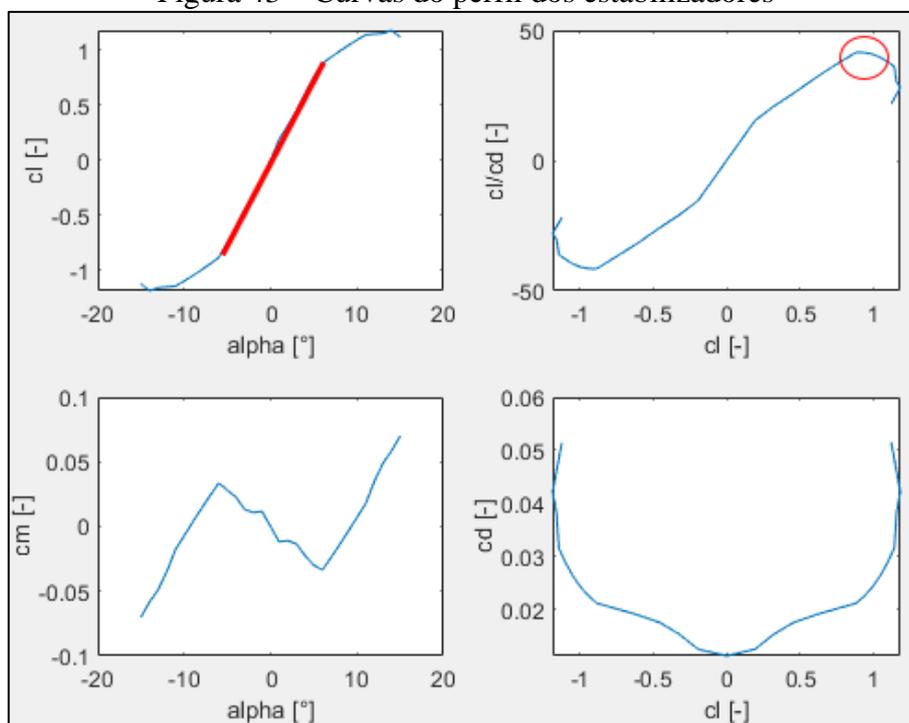
Fonte: O autor (2019)

Figura 42 – Curvas do perfil da asa após correção dos pontos de referência de a_0



Fonte: O autor (2019)

Figura 43 – Curvas do perfil dos estabilizadores



Fonte: O autor (2019)

Com os novos perfis gerados pelo método foram obtidos os valores mostrados na Tabela 3. Observa-se que foi obtida CP de 12,29 kg, 20% maior do que a da aeronave 2019.

Tabela 3 - Dados da aeronave gerada com os novos perfis

Variável	Aeronave gerada	Aeronave 2019
$c_{l_{máx}}$ [-]	2,46	2,35
$C_{L_{máx}}$ [-]	2,02	1,61
a_o [rad ⁻¹]	4,60	9,7
t_w/c [%]	12,1	14,8
a_{ot} [rad ⁻¹]	5,7	3,7
t_t/c [%]	15,5	24,0
S [m ²]	1,003	0,951
S_h [m ²]	0,278	0,895
S_v [m ²]	0,100	0,106
l_{ht} [m]	-0,563	-0,636
PV [kg]	3,37	3,98
CP [kg]	12,29	10,25

Fonte: O autor (2019)

4.2 ANÁLISE DA CONFIGURAÇÃO AERODINÂMICA

A Tabela 4 mostra as variáveis que geraram a aeronave otimizada pelo método de otimização desenvolvido.

Tabela 4 - Variáveis otimizadas

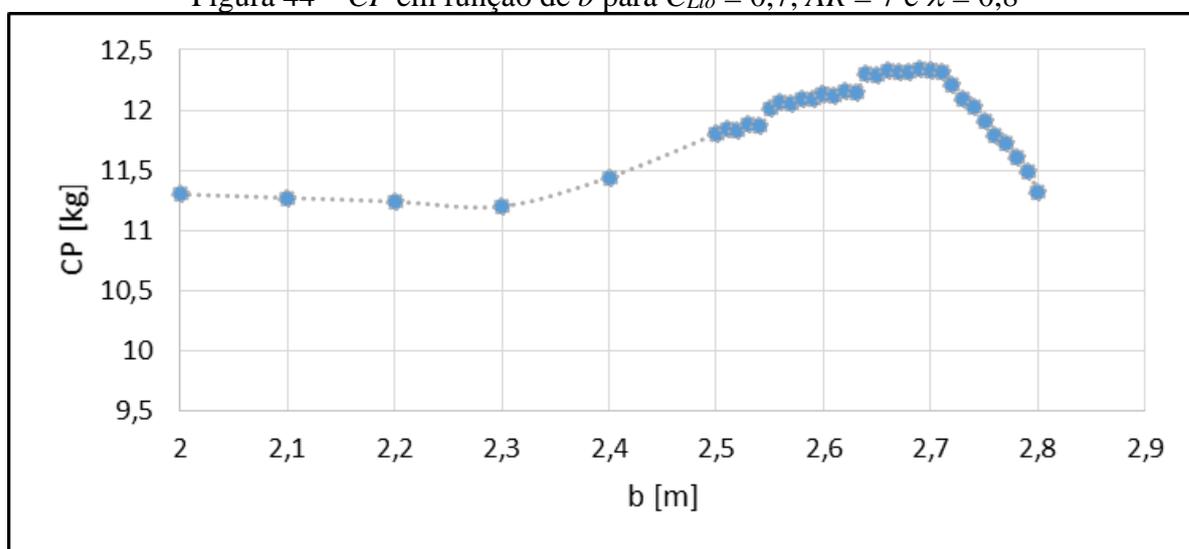
b	2,6483
$C_{L_{lo}}$	0,7285
AR	6,8389
λ	0,8216
Y_{1w}	0,1652
Y_{2w}	0,2432
Y_{3w}	0,2361
Y_{4w}	0,195
Y_{5w}	0,1847
Y_{1t}	0,0722
Y_{2t}	0,083
Y_{3t}	0,0766

Fonte: O autor (2019)

As variáveis b , C_{Llo} , AR e λ , ou seja, as que não definem o formato dos perfis aerodinâmicos, foram verificadas quanto à presença de ótimos locais e globais. Para isso, foram geradas aeronaves para toda a faixa analisada de cada variável, utilizando os perfis gerados pelo método de otimização desenvolvido. As Figuras 44 a 47 mostram como a carga paga (CP) varia em função de cada variável.

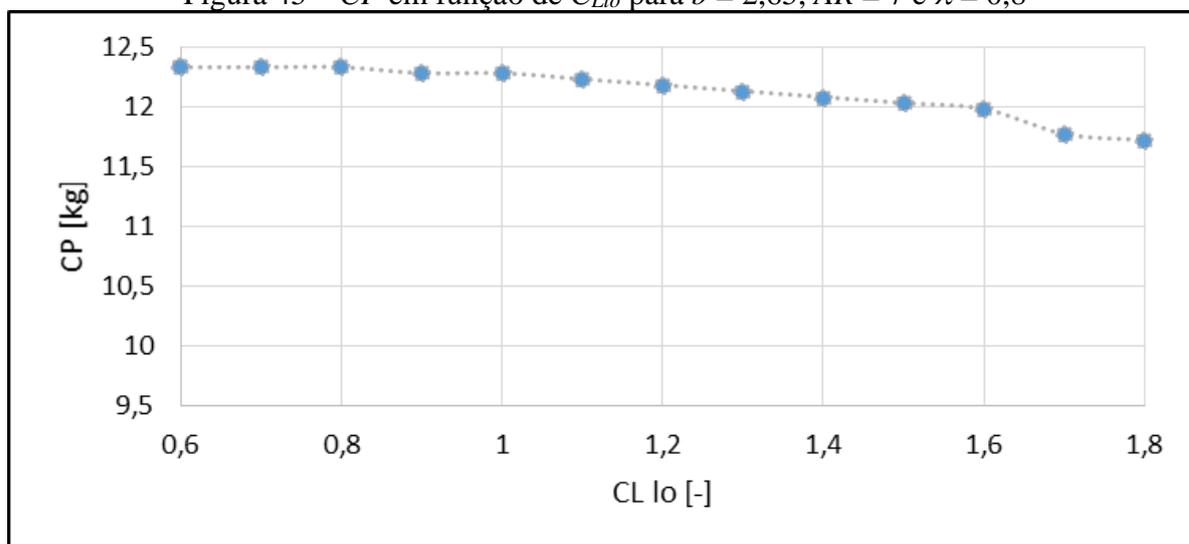
Observa-se que, para a definição da envergadura (b), há a presença de um ponto ótimo local em $b = 2$ m, porém o método foi eficaz em buscar o ótimo global para envergaduras maiores. Para as demais variáveis de controle não observou-se ótimos locais.

Figura 44 – CP em função de b para $C_{Llo} = 0,7$, $AR = 7$ e $\lambda = 0,8$



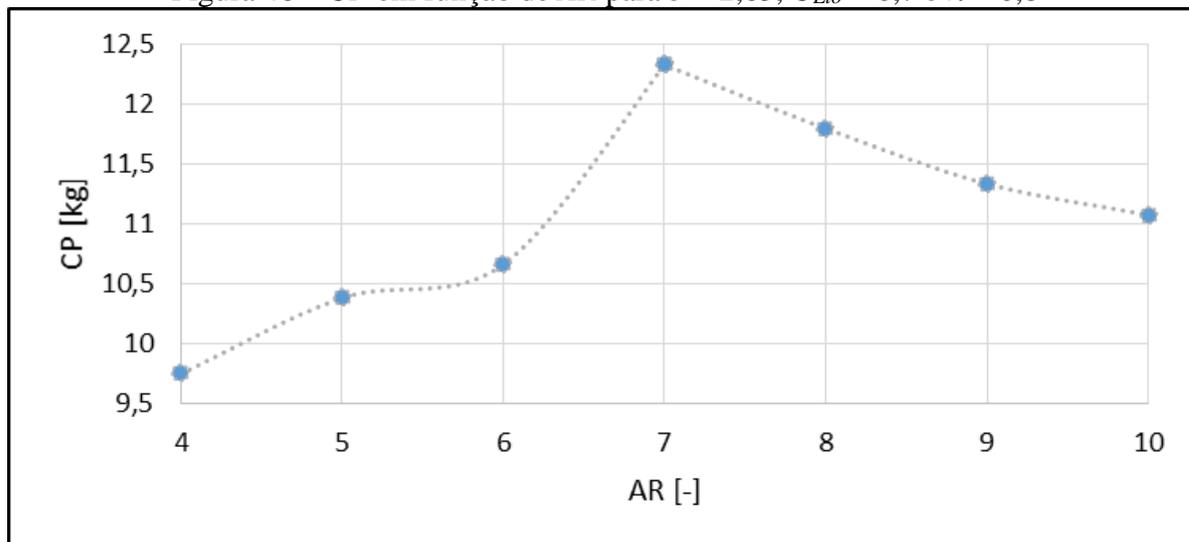
Fonte: O autor (2019)

Figura 45 – CP em função de C_{Llo} para $b = 2,65$, $AR = 7$ e $\lambda = 0,8$



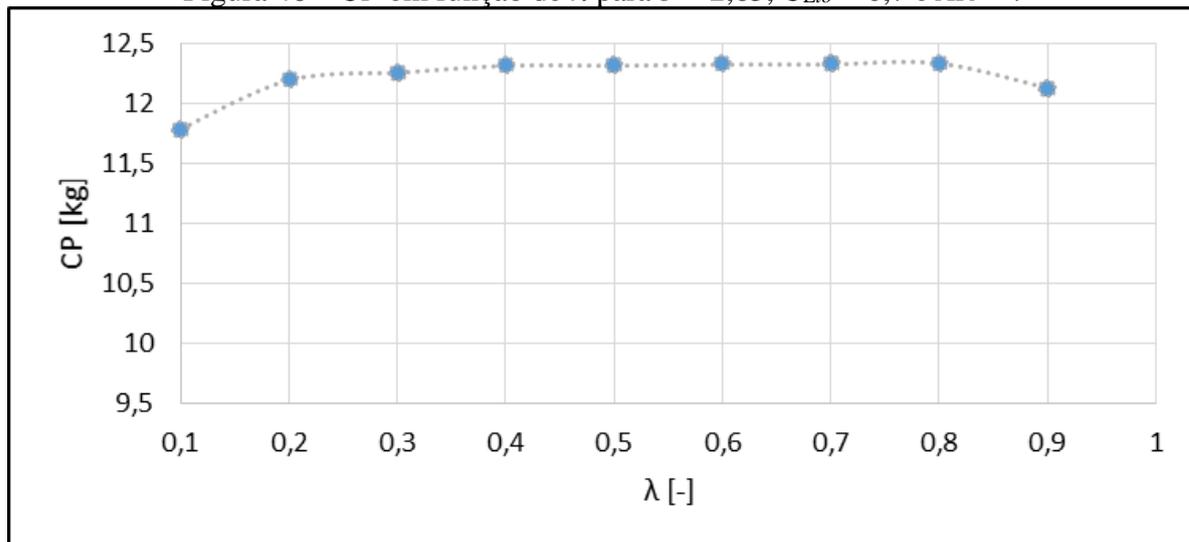
Fonte: O autor (2019)

Figura 46 – CP em função de AR para $b = 2,65$, $C_{Llo} = 0,7$ e $\lambda = 0,8$



Fonte: O autor (2019)

Figura 46 – CP em função de λ para $b = 2,65$, $C_{Llo} = 0,7$ e $AR = 7$

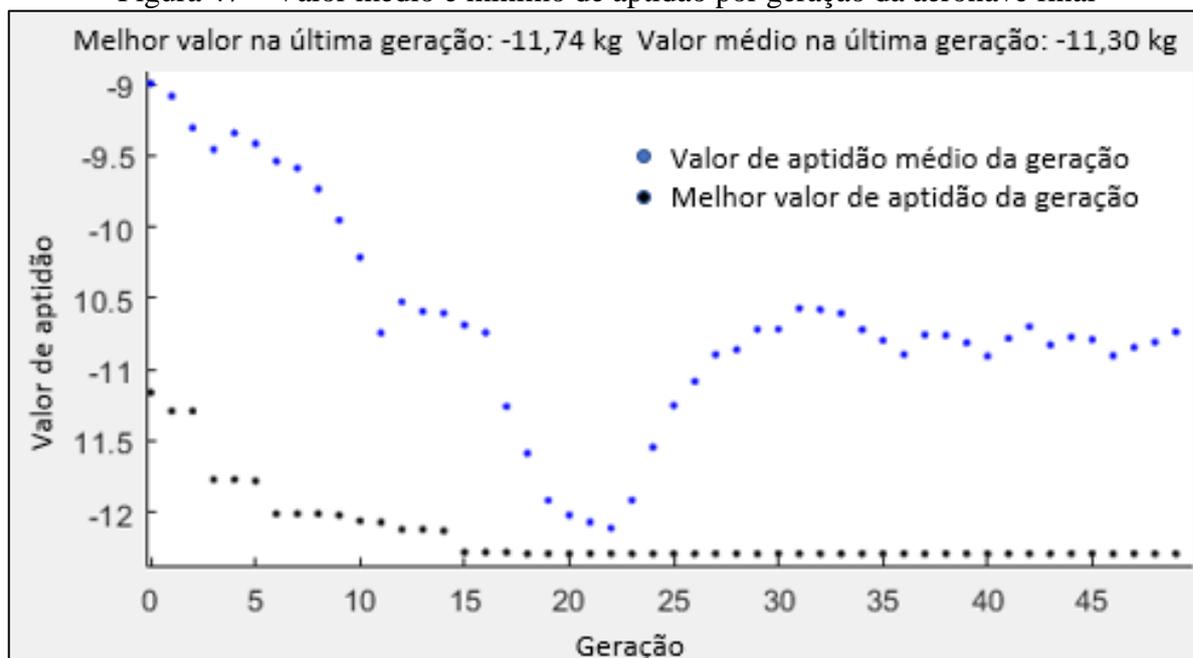


Fonte: O autor (2019)

A Figura 47 mostra que o resultado obtido de maior CP foi atingido após 18 gerações. Os parâmetros utilizados no algoritmo genético foram:

- tamanho da população: 30 membros;
- contagem da elite: 6 membros;
- fração de cruzamento da população: 80% (30-6);
- número máximo de gerações sem alteração do melhor indivíduo: 30 (critério de convergência adotado);
- tolerância para o valor de aptidão do melhor indivíduo: 10^{-6} .

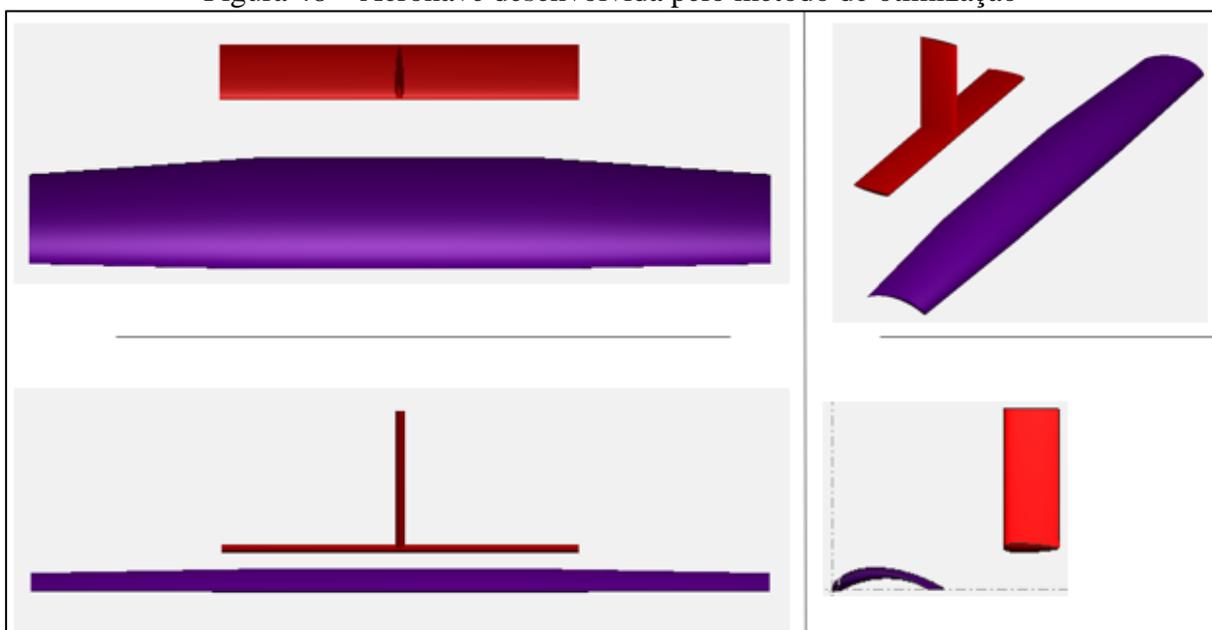
Figura 47 – Valor médio e mínimo de aptidão por geração da aeronave final



Fonte: O autor (2019)

A Figura 48 ilustra a configuração global das superfícies aerodinâmicas da aeronave otimizada.

Figura 48 – Aeronave desenvolvida pelo método de otimização



Fonte: O autor (2019)

5 CONCLUSÃO

Com o estudo da bibliografia clássica da engenharia aeronáutica, foram compreendidos os efeitos e parâmetros envolvidos na aerodinâmica, desempenho e estabilidades longitudinal e direcional estáticas de aeronaves para o desenvolvimento das rotinas numéricas aplicáveis na definição da capacidade de carga paga da aeronave.

Verificou-se que o desempenho de decolagem da aeronave, dentro do limite de pista estipulado, é o principal fator para definição da carga paga, pois deve haver reserva de potência nessa etapa. Porém essa análise depende da definição da área dos estabilizadores, determinada de acordo com as restrições de estabilidade longitudinal e direcional. Verificou-se que os coeficientes angulares dos perfis influenciam diretamente às áreas dos estabilizadores e, conseqüentemente, à carga paga. Portanto, a correta escolha dos pontos de referência da curva de sustentação em função do ângulo de ataque está relacionada diretamente com o resultado final da configuração da aeronave.

Além disso, conclui-se que a otimização do perfil aerodinâmico pelo método desenvolvido, utilizando uma função multiobjectivos, demonstrou-se eficaz, ficando claro que a maximização de um único objetivo pode não gerar o melhor resultado final.

Também foi compreendido como as variáveis de projeto contempladas na otimização afetam o resultado final de carga paga. A partir dessa compressão, foi possível desenvolver rotinas numéricas que unem todas os objetivos de cada variável em um único objetivo, maximizar a carga paga, que é o resultado final de interesse.

Foi possível perceber como as aeronaves de melhores valores de aptidão, ou seja, que geram maior valor de carga paga, cruzam-se entre si e com novas aeronaves com mutações genéticas aleatórias. Esses cruzamentos geram uma nova população, aumentando o valor de aptidão a cada geração, processo similar à Teoria da Evolução.

Com isso o objetivo geral do trabalho foi alcançado. Para um melhor aproveitamento do método de otimização, sugere-se:

- desenvolver rotina numérica para definição do peso vazio a partir da forma geométrica, envolvendo as disciplinas de cargas e estruturas, e análise dos efeitos aeroelásticos;
- avaliar restrições construtivas que podem ser adicionadas ao método, como o ângulo do bordo de fuga do perfil da asa;
- avaliar os efeitos do consumo de combustível na carga paga;

- analisar restrições relacionadas à posição do trem de pouso traseiro para garantir a rotação da aeronave na pista durante a decolagem;
- testar os perfis aerodinâmicos propostos em túnel de vento para validar o comportamento das curvas geradas pelo *solver*;
- incluir otimização da forma aerodinâmica da fuselagem no algoritmo;
- otimizar o algoritmo genético para a aplicação, definindo melhor o tamanho da população por geração e a quantidade máxima de gerações para concluir o processo;
- explorar outros métodos de otimização;
- avaliar a possibilidade de desenvolvimento de configurações alternativas de aeronaves, como por exemplo: asas voadoras; diferentes configurações da empenagem; biplanos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AEROSUL. **Integração de Projeto**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2019.
- AEROSUL. **Desempenho**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2019.
- AEROSUL. **Estabilidade e Controle**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2019.
- ANDERSON, John David. **Aircraft Performance and Design**. New York, NY: McGraw-Hill, 1999.
- ANDERSON, John David. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. New York, NY: McGraw-Hill, 2001.
- ANDERSON, John David. **Introduction to Flight**. 7. ed. New York: Mcgraw-Hill,, 2012.
- BHATTI, M. Asghar. **Practical Optimization Methods: With Mathematica Applications**. New York: Springer, 2000.
- GUDMUNDSSON, Snorri. **General Aviation Aircraft Design: Applied methods and procedures**. Waltham: Elsevier, 2014.
- HOLST, Terry L.. NASA Ames Research Center. **Genetic Algorithms Applied to Multi-Objective Aerodynamic Shape Optimization**. Moffett Field: National Technical Information Service, 2005. 45 p.
- JAHANGIRIAN, A. et al. Aerodynamic shape optimization using efficient evolutionary algorithms and unstructured CFD solver. **Computers & Fluids**, [s.l.], v. 46, n. 1, p.270-276, jul. 2011. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compfluid.2011.02.010>.
- LÓPEZ, D. et al. Framework for the Shape Optimization of Aerodynamic Profiles Using Genetic Algorithms. **Mathematical Problems In Engineering**, [s.l.], v. 2013, p.1-11, 2013. Hindawi Limited. <http://dx.doi.org/10.1155/2013/275091>.
- MATHWORKS. **How the Genetic Algorithm Works**. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/gads/how-the-genetic-algorithm-works.html>>. Acesso em: 21 mai. 2017.
- MIYADAIRA, Guilherme Hiroiti Gomes; NETO, Roberto Martins de Castro; CARVALHO André Rezende Dessimoni; MORAIS, Tobias Souza. **Processo de otimização multidisciplinar de aeronaves por evolução diferencial**. 6º Fórum Sae Brasil Aerodesign 2018. São José dos Campos, abr. 2018.
- NASCIMENTO, Rodrigo Costa do. **Otimização multidisciplinar de uma aeronave executiva da categoria large**. 2015. 228 f. Dissertação (Mestrado) - Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Mecânica e Controle de Vôo, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2015.

NELSON, Robert C.. **Flight Stability and Automatic Control**. New York: Mcgraw-hill,, 1989.

RAYMER. Daniel P. **Aircraft design: A conceptual approach**. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

ROSKAM, Jan; LAN, Chuan-tau Edward. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence: Darcorporation, 1997.

SAE BRASIL. **21ª Competição SAE BRASIL AeroDesign 2019**. Disponível em: <http://portal.saebrasil.org.br/Portals/0/Users/223/39/28639/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2019_Rev00.pdf>. Acesso em 26 jul. 2019.

SÍMON, Igor. **Otimização de treliça da asa de aeronave de AeroDesign**. 2017. 66 f. Trabalho de Conclusão de Curso, (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2017.

SOUSA, Bruno Silva de. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos**. 2008. 131 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, 2008

THOMES, Renan Lima; SANTOS, Luiz Guilherme Pancini dos; SANTOS, Guilherme Fabiano M. dos. **Otimização por Algoritmo Genético e Simulação Numérica de Perfis Aerodinâmicos para Baixo Número de Reynolds**. 6º Fórum Sae Brasil Aerodesign 2018. São José dos Campos, abr. 2018.

APÊNDICE A – ALGORITMO GENÉTICO

```

% Rodar GA
% https://www.mathworks.com/help/gads/examples/genetic-algorithm-
options.html
clear all
clc
Airfoil= Airfoil;
tic
opts.PopulationSize = 30; % Definir tamanho da população
options = optimoptions('ga','PlotFcn',...

{@gaplotbestf,@gaplotbestindiv,@gaplotexpectation,@gaplotstopping});
% x: sao as variaveis ótimas
% fval: é o valor ótimo
% exitflag: motivo de parada
% output:
% [x,fval,exitflag,output] =
ga(@rastriginsfcn,2, [], [], [], [], [], [], [], options)

% Limites inferiores:
lb=[2.4 0.6 4 0.1 0.1813*0.8 0.2484*0.8 0.2589*0.8
0.2048*0.8 0.2094*0.8 0.0765*0.8 0.0948*0.8 0.0841*0.8];
% Limites superiores:
ub=[2.85 1 10 1 0.1813*1.05 0.2484*1.05 0.2589*1.05
0.2048*1.1 0.2094*1.1 0.0765*1.1 0.0948*1.1 0.0841*1.1];

num_variaveis = length(ub);
[x,fval,exitflag] =
ga(@AA_gerar_configuracao_da_aeronave,num_variaveis,[],[],[],[],lb,ub,[],op
tions);

```

APÊNDICE B – FUNÇÃO PARA GERAR AERONAVE

```

function [CP] = AA_gerar_configuracao_da_aeronave(x)
x

b=round(x(1,1),2);
CLlo=round(x(1,2),2);
AR=round(x(1,3));
afil=round(x(1,4),1);
perfil_asa=round(x(1,5:9),4);
perfil_estab=round([x(1,10:12) 1 1 ],4); % pontos 1 e 1 não são utilizados
no programa
penalidade=10; % Valor para CP penalizado
%%
% Entradas

% Restrições geométricas
b_reta_perc_=0.3800000000000000;
comp_total=3.7000000000000000;
dist_motor=0.2;
CG_CA=0.0200000000000000;
ch=0.2;
alt=0.2;

% Densidade do ar
rho=1.108368411768340;

% Comprimento de pista máximo para decolagem
slomax=50;

%Dados do grupo moto propulsor
TA=-0.0246000000000000;
TB=-0.3803000000000000;
TC=43.1370000000000000;

%Coeficiente de atrito
Mi=0.026;

% Dados da fuselagem
kn=0.0005;
krl=1;
zw=0.019; % Aeronave 2019
d=0.134;

% Restrições aerodinâmicas
tab=[NaN 4 5 6 7 8 9 10;0 0.08 0.09 0.1 0.115 0.13 0.145 0.16;0.1 0.025
0.03 0.035 0.0425 0.05 0.0575 0.065;0.2 0.005 0.0075 0.01 0.015 0.02 0.0225
0.025;0.3 0.001 0.003 0.005 0.0075 0.01 0.0125 0.015;0.4 0.001
0.003000000000000000 0.005 0.0075 0.01 0.0125 0.015;0.5 0.005 0.0075 0.01
0.0125 0.015 0.0175 0.02;0.6 0.01 0.015 0.02 0.0225 0.025 0.0275 0.03;0.7
0.015 0.0225 0.03 0.035 0.04 0.0425 0.045;0.8 0.022 0.031 0.04 0.0475 0.055
0.06 0.065;0.9 0.03 0.04 0.05 0.0625 0.075 0.0825 0.09;1 0.04 0.0525 0.065
0.0825 0.1 0.11 0.12];
alpha=[0 15:1:17];
Re_w=[300000:200000:500000];
Re_t=[150000:150000:300000];

```

```

%% Perfil da asa

syms t
res=100;

%Gerar nuvem de pontos para o intradorso e extradorso
[nxsup,nzsup,nxinf,nzinf]=Gerar_Foil(perfil_asa);

%Gerar as equações do perfil
[Psup] = Gerar_Curva_de_Bezier(nxsup,nzsup);
[Pinf] = Gerar_Curva_de_Bezier(nxinf,nzinf);

%Gerar perfil
P_Asa= Airfoil;
P_Asa.UpperX = round(eval(wrev(subs(Psup(1),t,0:1/res:1))'),4);
P_Asa.UpperY = round(eval(wrev(subs(Psup(2),t,0:1/res:1))'),4);
P_Asa.LowerX = round(eval(subs(Pinf(1),t,0:1/res:1))'),4);
P_Asa.LowerY = round(eval(subs(Pinf(2),t,0:1/res:1))'),4);
P_Asa.Name = 'Perfil da asa';

curva_perfil=0;
for k=round(length(P_Asa.UpperY)/2):length(P_Asa.UpperY)-1
    if P_Asa.UpperY(k) < P_Asa.LowerY(k)
        curva_perfil=1;
    end
end
if curva_perfil == 1
    penalidade=penalidade-1;
else
    alpha_analise=-6:1:15;
    Run_Xfoil(P_Asa,350000,alpha_analise);
    existe=exist('Polar.txt');
    if existe == 2
        polar=importdata('Polar.txt',' ',12);
        classe=class(polar);
        tamanho_classe=length(classe);
        if tamanho_classe==4
            penalidade=penalidade-1;
        else
            clear 'cl'
            cl(:,1)=polar.data(:,2);
            clear('alpha_')
            alpha_(:,1)=polar.data(:,1);
            cd(:,1)=polar.data(:,3);
            cm(:,1)=polar.data(:,5);
            cl_cd=cl(:,1)./cd(:,1);
            if length(alpha_analise)*0.8 > length(alpha_)
                penalidade=penalidade-1;
            end
            cl_min=min(cl);
            cl_max=max(cl)
            cl_cd_max=0;
            for j=3:1:length(cl)
                if cl_cd(j)>cl_cd_max
                    cl_cd_max=cl_cd(j);
                    cl_estrela=cl(j);
                    a_0=((cl(j) - cl(j-(j(1)-1)))/(alpha_(j) - alpha_(j-
(j(1)-1))))*180/pi;
                end
            end
        end
    end
end

```

```

if exist('a_0')== 1
    a_0
    if a_0 > 8 || a_0 < 1 || cl_max < 2
        penalidade=penalidade-1;
    end
else
    penalidade=penalidade-1;
end
twcw=0;
for i=1:length(P_Asa.UpperY)
    twcw_(i)=P_Asa.UpperY(i)-P_Asa.LowerY(i);
    if twcw<twcw_(i)
        twcw=twcw_(i);
    end
end
twcw

alpha_estol=16;
x1_4=0.040256779457643;

figure (10)

subplot(2,2,1)
plot(alpha_,cl,'-')
xlabel('alpha [°]')
ylabel('cl [-]')

subplot(2,2,2)
plot(cl,cl_cd,'-')
xlabel('cl [-]')
ylabel('cl/cd [-]')

subplot(2,2,3)
plot(alpha_,cm,'-')
xlabel('alpha [°]')
ylabel('cm [-]')

subplot(2,2,4)
plot(cl,cd,'-')
xlabel('cl [-]')
ylabel('cd [-]')

figure (9)
plot(P_Asa.UpperX,P_Asa.UpperY,'-',P_Asa.LowerX,P_Asa.LowerY,'-
',[1 .75 .4 .2 0 0],[0 perfil_asa(1) perfil_asa(2) perfil_asa(3) .1
0],'o',[0 0 0.2 .7 1],[0 -.1 perfil_asa(4) perfil_asa(5) 0],'o')

    end
else
    penalidade=penalidade-1;
end
end

%% Perfil dos estabilizadores

syms t
res=100;

%Gerar nuvem de pontos para o intradorso e extradorso

```

```

[nxsup,nzsup,nxinf,nzinf]=Gerar_Foil(perfil_estab);

%Gerar as equações do perfil
[Psup] = Gerar_Curva_de_Bezier(nxsup,nzsup);
[Pinf] = Gerar_Curva_de_Bezier(nxinf,nzinf);

%Gerar perfil
P_Estab= Airfoil;
P_Estab.UpperX = round(eval(wrev(subs(Psup(1),t,0:1/res:1)))',4);
P_Estab.UpperY = round(eval(wrev(subs(Psup(2),t,0:1/res:1)))',4);
P_Estab.LowerX = P_Estab.UpperX;
P_Estab.LowerY = -P_Estab.UpperY;
P_Estab.Name = 'Perfil dos estabilizadores';

alpha_analise_t=-15:1:15;
Run_Xfoil(P_Estab,200000,alpha_analise_t);
existe_t=exist('Polar.txt');
if existe_t == 2
    polar_t=importdata('Polar.txt',' ',12);
    classe_t=class(polar_t);
    tamanho_classe_t=length(classe_t);
    if tamanho_classe_t==4
        penalidade=penalidade-1;
    else
        clear 'clt'
        clt(:,1)=polar_t.data(:,2);
        clear('alpha_t')
        alpha_t(:,1)=polar_t.data(:,1);
        cdt(:,1)=polar_t.data(:,3);
        cmt(:,1)=polar_t.data(:,5);
        clt_cdt=clt(:,1)./cdt(:,1);
        if length(alpha_analise_t)*0.8 > length(alpha_t)
            penalidade=penalidade-1;
        end
        clt_cdt_max=0;
        for j=3:1:length(clt)
            if clt_cdt(j)>clt_cdt_max
                clt_cdt_max=clt_cdt(j);
                clt_estrela=clt(j);
                a_0_t=((clt(j) - clt(j-(j(1)-1)))/(alpha_t(j) - alpha_t(j-
(j(1)-1))))*180/pi;
            end
        end
        if exist('a_0_t')== 1
            a_0_t
            if a_0_t > 9 || a_0_t < 1
                penalidade=penalidade-1;
            end
        else
            penalidade=penalidade-1;
        end
        thct=0;
        for i=1:1:length(P_Estab.UpperY)
            thct_(i)=P_Estab.UpperY(i)-P_Estab.LowerY(i);
            if thct<thct_(i)
                thct=thct_(i);
            end
        end
        thct

```

```

figure (11)

subplot (2,2,1)
plot(alpha_t,clt,'-')
xlabel('alpha [°]')
ylabel('cl [-]')

subplot (2,2,2)
plot(clt,clt_cdt,'-')
xlabel('cl [-]')
ylabel('cl/cd [-]')

subplot (2,2,3)
plot(alpha_t,cmt,'-')
xlabel('alpha [°]')
ylabel('cm [-]')

subplot (2,2,4)
plot(clt,cdt,'-')
xlabel('cl [-]')
ylabel('cd [-]')

figure (12)
plot(P_Estab.UpperX,P_Estab.UpperY,'-
',P_Estab.LowerX,P_Estab.LowerY,'-',[1 .75 .4 .2 0 0],[0 perfil_estab(1)
perfil_estab(2) perfil_estab(3) .1 0],'o',[1 .75 .4 .2 0 0],[-0
perfil_estab(1) perfil_estab(2) perfil_estab(3) .1 0],'o')

end
else
penalidade=penalidade-1;
end

%%
if penalidade == 10

%% Asa

% Coeficientes aerodinâmicos da asa
delta=Fator_de_arrasto_induzido(AR,afil,tab);
K=Coeficiente_de_proporcionalidade_de_arrasto_induzido( AR,delta );
e=(1/(1+delta));
a_a0=(a_0/(1+(a_0/(pi*e*AR))));
a_a0=a_/a_0;
CL_max=cl_max*a_a0;
CL=cl*a_a0;

% Geometria da asa
cr=(b/AR)/(b_reta_perc_+(((1-b_reta_perc_)*(1+afil))/2));
S=(b.^2)/AR;
c_media=b_reta_perc_*cr+(1-
b_reta_perc_)*(2*cr/3)*((1+afil+afil^2)/(1+afil));

%% Estabilizador horizontal
% Gemoetria do EH

```

```

lht=-(comp_total-b-dist_motor-cr*(0.25+x1_4)-CG_CA-ch*0.75)
% Distância do CG até o CA do EH
hCA=c_media*(0.25+x1_4);
% Distância do bordo de ataque da asa até o CA da asa
hCG=hCA+CG_CA;
% Distância do bordo de ataque da asa até o CG asa
[Sh,CMCGalphaa,CMdeltae,~] = Area_profundor_r1(
S,c_media,lht,AR,a_,hCG,hCA,a_0_t); % Área do EH para a_h (EH)
bh=Sh/ch;
% Envergadura do EH considerando afilamento =1
AR_h=bh/ch;
% Alongamento do EH
Sh_ant=Sh+100;
while abs(Sh-Sh_ant)>0.005
% Coeficientes aerodinâmicos do estabilizador horizontal
if AR_h<4
if AR_h>10
AR_h=10;
end
a_h=a_0_t/sqrt(1+(a_0_t/(pi*AR_h))^2+a_0_t/(pi*AR_h));
delta_h=Fator_de_arrasto_induzido(round(4),1,tab);
else
if AR_h>10
AR_h=10;
end
delta_h=Fator_de_arrasto_induzido(round(AR_h),1,tab);
e_h=(1/(1+delta_h));
a_h=a_0_t/(1+(a_0_t/(pi*e_h*AR_h)));
end
a_a0_h=a_h/a_0_t;
CLh=a_a0_h.*clt;
Sh_ant=Sh;
[Sh,CMCGalphaa,CMdeltae,~] = Area_profundor_r1(
S,c_media,lht,AR,a_,hCG,hCA,a_h); % Área do EH para a_h (EH)
bh=Sh/ch;
% Envergadura do EH considerando afilamento =1
AR_h=bh/ch;
% Alongamento do EH
end
K_h=Coeficiente_de_proporcionalidade_de_arrasto_induzido(
AR_h,delta_h)*Sh./S; % Conforme Roskam página 170

%% Estabilizador vertical
% Gemoetria EV
lvt=lht;
CLalphav=a_0_t;
[Sv,~] = Estabilidade_Direcional( kn,krl,S,(comp_total-b),((comp_total-
b)*0.12),b,AR,CLalphav,lvt,0,zw,d ); % Calcular área inicial do EV
cv=ch;
bv=Sv/cv;
% Envergadura do EV considerando afilamento =1
AR_v=bv/cv;
% Alongamento do EV
Sv_ant=Sv+100;
while abs(Sv-Sv_ant)>0.005
% Coeficientes aerodinâmicos do EV
if AR_v<4
if AR_v>10
AR_v=10;
end
a_v=a_0_t/sqrt(1+(a_0_t/(pi*AR_v))^2+a_0_t/(pi*AR_v));

```

```

else
    if AR_v>10
        AR_v=10;
    end
    delta_v=Fator_de_arrasto_induzido(round(AR_v),1,tab);
    e_v=(1/(1+delta_v));
    a_v=a_0_t/(1+(a_0_t/(pi*e_v*AR_v)));
end
Sv_ant=Sv;
CLalphav=a_v;
[Sv,~]=Estabilidade_Direcional(kn,krl,S,(comp_total-
b),((comp_total-b)*0.12),b,AR,CLalphav,lvt,0,zw,d); % Área do EV para
a_v
bv=Sv/cv;
% Envergadura do EV considerando afilamento =1
AR_v=bv/cv;
% Alongamento do EV
end
%% Arrasto parasita
[CD0_v] =
Arrasto_parasita(twcv,thct,thct,S,S,Sh,Sh,Sv,Sv,c_media,ch,cv,rho);

%% Peso Vazio
PV_fixo=2;% OS 61
%PV_fixo=2-0.164; %OS 55
PV_asa=0.33*b;
PV_EH=0.2*bh;
PV_EV=0.2*bv; % Cauda em "T" invertido
%PV_EV=0.2*bv*2+0.1; %Cauda em "U"
PV_fus_lanc=0.2*abs(lht);
PV=PV_fixo+PV_asa+PV_EH+PV_EV+PV_fus_lanc;

%% MTOW e CP
if S>Sh
    [W] =
calcular_MTOW(slowmax,alpha_,CL,CL_max,CLh,rho,S,CD0_v,K,K_h,b,alt,TA,TB,TC,
Mi,Sh,CLlo,CMdeltae,CMCGalphaa,a_,alpha_t,alpha_estol);

    % Verificar se o perfil está na faixa de operação da aeronave
vlo=1.1*sqrt(2*W/(rho*S*CL_max));
CL_estrela_req=2*W/(rho*S*vlo.^2);
CL_estrela=cl_estrela*a_a0;
CL_=2*W/(rho*S*CD0_v(:,1).^2);
CD_=CD0_v(:,2)+K.*CL_.^2;
Tr=0.5.*rho.*S.*CD_.*CD0_v(:,1).^2;
Td=(TA.*CD0_v(:,1).^2+TB.*CD0_v(:,1)+TC)*rho/1.225;
for i_=1:length(CL_)
    if Td(i_)>Tr(i_)
        CL_util(i_)=CL_(i_);
    else
        CL_util(i_)=3;
    end
end
CL_min_req=min(CL_util);
if CL_min_req < min(CL)*0.8 %|| CL_estrela < CL_estrela_req
    penalidade=penalidade-0.5;
end
CP=round(W/9.8065-PV,2)
else
    penalidade=penalidade-1;
end
end

```

```
if penalidade == 10
    S
    Sh
    Sv
else
    CP=penalidade;
end

else
    CP=-CP;
end
end
end
end
```

APÊNDICE C – FUNÇÕES PARA DADOS DOS PERFIS

```

function [ P ] = Gerar_Curva_de_Bezier( nx, ny )
syms t

n=length(nx)-1;
P=[0 0];

for i=0:n
    B=factorial(n)/factorial(i)/factorial(n-i)*(1-t)^(n-i)*t^(i);
    P=P+[nx(i+1),ny(i+1)].*B;
end
end

function [ ] = Run_Xfoil( Airfoil,Re,alpha )
    xf=XFOIL;
    xf.KeepFiles = false; % Set it to true to keep all intermediate files
    created (Airfoil, Polars, ...)
    xf.Visible = false; % Set it to false to hide XFOIL plotting window
    xf.Airfoil = Airfoil;

    %Add five filtering steps to smooth the airfoil coordinates and help
    convergence
    xf.addFiltering(1);
    xf.addOperation(Re, 0);%Reynolds e Mach
    xf.addIter(100)%Numero máximo de iterações
    xf.addAlpha(0,true);%Inicia os calculos

    %Create a new polar
    xf.addPolarFile('Polar.txt');
    xf.addAlpha(alpha);
    xf.addClosePolarFile;
    xf.addQuit;

    xf.run
    % disp('Running XFOIL, please wait...')

    finished = xf.wait(100);

    % if finished
    %     disp('XFOIL analysis finished.')
    %     xf.readPolars;
    %     figure(1)
    %     clf
    %     xf.plotPolar(1);
    % else
    %     xf.kill;
    % end
end

```

APÊNDICE D – FUNÇÕES PARA DEFINIR COEFICIENTE DE PROPORCIONALIDADE DE ARRASTO INDUZIDO

```
function [delta] = Fator_de_arrasto_induzido(AR,afil,tab)

linha=afil*10+2;
coluna=AR-2;
delta=tab(round(linha),round(coluna));
end

function [ K ] = Coeficiente_de_proporcionalidade_de_arrasto_induzido(
AR,delta )
e_0=0.75*(1/(1+delta));
K=1/(pi*e_0*AR);
end
```

APÊNDICE E – FUNÇÃO PARA ÁREA DO ESTABILIZADOR HORIZONTAL

```

function [Sh,CMCGalphaa,CMdeltae,ME] = Area_profundor(
S,c_media,lht,AR_,a_,hCG,hCA,CLalphah)
a_=a_*pi/180;
CLalphah=CLalphah*pi/180;
efic_cauda=0.7; % Eficiência de cauda
CMCGalphaf=0.0027./(36.5.*S.*c_media); %grau-1
de_da=(180/pi)*(2*a_)/(pi*AR_);
Sh=0;
Vh=(abs(lht).*Sh)./(S.*c_media);
CMCGalphaw=a_*(hCG-hCA)/c_media; %grau-1
CMCGalphah=-Vh*efic_cauda*CLalphah*(1-de_da); %grau-1 (definir CLalphah)
CMCGalphaa=CMCGalphah+CMCGalphaf+CMCGalphaw; %grau-1
hpn=(hCA/c_media)-(CMCGalphaf/a_)+(Vh*efic_cauda*CLalphah/a_)*(1-de_da);
ME=hpn-hCG/c_media;
S_hi=Sh;
% ME=0;
%%
while ME<0.165
    Vh=(abs(lht).*S_hi)./(S.*c_media);
    CMCGalphaw=a_*(hCG-hCA)/c_media;
    CMCGalphah=-Vh*efic_cauda*CLalphah*(1-de_da);
    CMCGalphaf=0.0037./(36.5.*S.*c_media);
    CMCGalphaa=CMCGalphah+CMCGalphaf+CMCGalphaw;
    hpn=(hCA/c_media)-(CMCGalphaf/a_)+(Vh*efic_cauda*CLalphah/a_)*(1-
de_da);
    ME=hpn-hCG./c_media;
    S_hi=S_hi+0.001;
    Sh=S_hi-0.001;
end
%%
CMdeltae=-Vh*efic_cauda*CLalphah;
a_=a_*180/pi;
CLalphah=CLalphah*180/pi;
end

```

APÊNDICE F – FUNÇÃO PARA ÁREA DO ESTABILIZADOR VERTICAL

```

function [Sv,Cnb] = Estabilidade_Direcional(
kn,krl,S,lf,Sfs,b,AR,CLalphav,lvt,Ac4w,zw,d )%Estabilidade_Direcional
CLalphav=CLalphav*pi/180;
Cnbwf = -kn.*krl.*Sfs.*lf./(S.*b); %Coeficiente angular da curva de
momentos de guinada em função do ângulo de derrapagem para o conjunto asa-
fuselagem
Cnb = 0;
Sv = 0;

while Cnb<0.00137
    Sv = Sv+0.001;
    Rel_efic=0.724+3.06.*(Sv./S)./(1+cos(Ac4w*pi/180))+0.4*zw/d+0.009*AR; %
Eq 2.81 Nelson
    Vv=-lvt*Sv/(S*b);
    Cnb=Cnbwf+Vv*CLalphav*(Rel_efic);
    % Cnb = Cnbwf + Sv.*(-
lvt)./(b.*S).*CLalphav.*(0.724+3.06.*(Sv./S)./(1+cos(Ac4w*pi/180))+0.4*zw/d
+0.009*AR); % Cauda em "T" invertido
end

end

```



```

cfh=0.455/((log10(Re)^2.58)*(1+0.144*(M^2))^0.58); % turbulent flat plate
friction coefficient
CD0h(v) = Rwfh*cfh*(1+Lh*(thch)+100*(thch)^4)*RLSh*(Sweth/Srefh);
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Vertical Empenage Drag
%Zero lift drag coefficient

Lv=2; %multiplicador conforme Roskam dependendo da localização do (t/c)máx
RLSv=1.08; %Roskam fig. 5.12 correção de sustentação superficial.
Rwfv=1; %fator de interferência asa fuselagem - nossos valores não estão no
gráfico
mi=0.0000185; %viscosidade do ar à 25graus
kv=1.9767+0.5333*(thcv); %fator de área superficial
Swetv=kh*Splfv; %área molhada da asa

for v=1:1:vf
V(v)=v;
M=v/(340.29); %número de mach
Re=rho*v*cv/mi; %Reynolds para todas as velocidades
cfv=0.455/((log10(Re)^2.58)*(1+0.144*(M^2))^0.58); % turbulent flat plate
friction coefficient
CD0v(v) = Rwfv*cfv*(1+Lv*(thcv)+100*(thcv)^4)*RLSv*(Swetv/Srefv);
end

CD0_v= [V' (CD0w'+CD0h'+CD0v')];

end

```



```

D(i)=0.5*rho*S*CD*v0^2;
L(i)=0.5*rho*S*CLlo*v0^2;
Lh(i)=0.5*rho*Sh*CLh_i*v0^2;
Fat(i)=Mi*(W-L(i)-Lh(i));
a(i)=(T(i)-(D(i)+Fat(i)))/(W/9.80665);
v(i)=v0+a(i)*dt;
v_estol=sqrt((2*(W-Lhmax(i)))/(S*rho*CL_max));
s(i)=s0+((v(i)^2-v0^2)/(2*a(i)));
v0=v(i);
s0=s(i);
t(i)=t0+dt;
t0=t(i);

    if (v0)>(v_estol*1.05) %   vestol x 1.05
        slo=s0;
    end
    i=i+1;
end
W=W+dW;
end

%   R/C em estol

Td=(TA*v_estol^2+TB*v_estol+TC)*rho/1.225;
CD_max=CD0+K*CL_max^2+K_h*CLh_max^2;
Tr=0.5*rho*S*CD_max*v_estol^2;
Pd=Td*v_estol;
Pr=Tr*v_estol;
dP=Pd-Pr;
R_C=dP/W;
R_C_min=v_estol*0.01;    %   R/C = 1% de Vestol
while R_C<R_C_min
    W=W-dW;
    v_estol=sqrt((2*(W-Lhmax(i-1)))/(S*rho*CL_max));
    Td=(TA*v_estol^2+TB*v_estol+TC)*rho/1.225;
    CD_max=CD0+K*CL_max^2+K_h*CLh_estol^2;
    Tr=0.5*rho*S*CD_max*v_estol^2;
    Pd=Td*v_estol;
    Pr=Tr*v_estol;
    dP=Pd-Pr;
    R_C=dP/W;
    if W<Wi
        break
    end
end
end

end

```