



UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CAMPUS RUSSAS
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

WILLIAM PONTES ARAÚJO

**DESENVOLVIMENTO DE UM SOFTWARE DE APOIO À OTIMIZAÇÃO DO
DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR AERODINÂMICO APLICADO A PROJETOS
DE AERODESIGN**

RUSSAS

2026

WILLIAM PONTES ARAÚJO

DESENVOLVIMENTO DE UM SOFTWARE DE APOIO À OTIMIZAÇÃO DO
DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR AERODINÂMICO APLICADO A PROJETOS DE
AERODESIGN

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia mecânica
do Campus Russas da Universidade Federal do
Ceará, como requisito parcial à obtenção do
grau de bacharel em Engenharia mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Edvan Cordeiro de
Miranda

RUSSAS

2026

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação
Universidade Federal do Ceará
Sistema de Bibliotecas
Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

A692d Araújo, William Pontes.

DESENVOLVIMENTO DE UM SOFTWARE DE APOIO À OTIMIZAÇÃO DO
DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR AERODINÂMICO APLICADO A PROJETOS DE
AERODESIGN / William Pontes Araújo. – 2026.

85 f. : il. color.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) – Universidade Federal do Ceará, Campus de Russas,
Curso de Engenharia Mecânica, Russas, 2026.

Orientação: Prof. Dr. Edvan Cordeiro de Miranda.

1. Aerodesign. 2. Aerodinâmica. 3. Python. 4. XFLR5. 5. Interface gráfica. I. Título.

CDD 620.1

WILLIAM PONTES ARAÚJO

DESENVOLVIMENTO DE UM SOFTWARE DE APOIO À OTIMIZAÇÃO DO
DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR AERODINÂMICO APLICADO A PROJETOS DE
AERODESIGN

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia mecânica
do Campus Russas da Universidade Federal do
Ceará, como requisito parcial à obtenção do
grau de bacharel em Engenharia mecânica.

Aprovada em: 20 de Janeiro de 2026

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Edvan Cordeiro de Miranda (Orientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. Pedro Helton Magalhães Pinheiro
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. George Luiz Gomes de Oliveira
Universidade Federal do Ceará (UFC)

À minha família, pelo apoio incondicional em todas as etapas da minha formação, e a todos que, direta ou indiretamente, contribuíram para a construção desta jornada acadêmica.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus e à minha família, pelo apoio, incentivo e suporte ao longo desta trajetória acadêmica. Expresso meus agradecimentos ao meu orientador, Prof. Dr. Edvan Cordeiro de Miranda, pelas orientações, confiança e contribuições essenciais para o desenvolvimento deste trabalho. Agradeço também ao projeto Aratinga Aerodesign e aos colegas de equipe, pelas experiências compartilhadas e pelo aprendizado técnico e humano construído em conjunto. Registro meu reconhecimento ao Prof. Dr. Markos Oliveira Freitas, cuja orientação nas atividades de monitoria em Programação e Introdução ao Cálculo Numérico contribuiu significativamente para meu interesse na área de programação e para a realização deste projeto. Por fim, agradeço aos amigos e a todos do *Campus Russas* que, de alguma forma, apoiaram e contribuíram para minha formação acadêmica e pessoal.

“O sucesso nasce do querer, da determinação e da persistência.”

(Fernando Pessoa)

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo o desenvolvimento de uma ferramenta computacional para apoio ao dimensionamento preliminar do subsistema de aerodinâmica aplicado a aeronaves do tipo aerodesign, com foco na automatização do cálculo de grandezas geométricas e aerodinâmicas relacionadas à asa e à empenagem. A ferramenta, denominada AeroCalc, foi implementada em linguagem Python, utilizando interface gráfica desenvolvida em Tkinter, estruturando os módulos de cálculo com base em fundamentos consolidados da literatura de engenharia aeronáutica. O software realiza o processamento de parâmetros associados ao perfil S1223 RTL e ao perfil NACA 0009, permitindo ao usuário inserir variáveis de entrada e obter saídas. Para fins de validação, o AeroCalc foi aplicado aos projetos das aeronaves da equipe Aratinga Aerodesign referentes aos anos de 2024 e 2025, utilizando-se dados geométricos e aerodinâmicos disponibilizados pela equipe. Os resultados obtidos pelo software foram comparados aos valores presentes nos relatórios do projeto e aos parâmetros gerados no XFLR5. Observou-se elevada concordância entre os valores calculados, com divergências pontuais relacionadas principalmente às diferenças entre valores analíticos e valores extraídos diretamente do XFLR5, como no caso da corda média aerodinâmica. Os resultados indicam que o AeroCalc se apresenta como uma ferramenta de apoio confiável para a fase de dimensionamento preliminar, contribuindo para a padronização dos cálculos, redução do tempo de análise e sistematização do processo de projeto no contexto do aerodesign acadêmico.

Palavras-chave: aerodesign; aerodinâmica; perfis aerodinâmicos; python; XFLR5; interface gráfica.

ABSTRACT

This work aims to develop a computational tool to support the preliminary design of the aerodynamics subsystem applied to aerodesign aircraft, with a focus on automating the calculation of geometric and aerodynamic parameters related to the wing and the tail assembly. The tool, named AeroCalc, was implemented in the Python programming language, using a graphical interface developed in Tkinter, and its calculation modules were structured based on consolidated foundations from the aeronautical engineering literature. The software processes parameters associated with the S1223 RTL airfoil and the NACA 0009 airfoil, allowing the user to input design variables and obtain output results automatically. For validation purposes, AeroCalc was applied to the aircraft projects of the Aratinga Aerodesign team from the years 2024 and 2025, using geometric and aerodynamic data provided by the team. The results obtained by the software were compared with the values presented in the project reports and with the parameters generated in the XFLR5. A high level of agreement was observed between the calculated results, with punctual differences mainly associated with discrepancies between analytical values and values extracted directly from the XFLR5, as in the case of the mean aerodynamic chord. The results indicate that AeroCalc is a reliable support tool for the preliminary design phase, contributing to the standardization of calculations, reduction of analysis time, and systematization of the design process within the context of academic aerodesign projects.

Keywords: aerodesign; aerodynamics; airfoils; python; XFLR5; graphical interface.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Projeto Aratinga Aerodesign.	16
Figura 2 – Voo do 14-Bis, em Paris.	20
Figura 3 – Evolução das aeronaves.	21
Figura 4 – Tipos de asas.	22
Figura 5 – Nomenclatura da asa.	24
Figura 6 – Figura - Ilustração dos principais tipos de empenagens.	25
Figura 7 – Perfil aerodinâmico de uma asa.	26
Figura 8 – Características geométricas de um perfil aerodinâmico.	27
Figura 9 – Definição do ângulo de ataque do perfil.	29
Figura 10 – Wortmann FX 74-CL5-140.	30
Figura 11 – Selig 1223.	30
Figura 12 – Selig 1210.	30
Figura 13 – Eppler 423.	31
Figura 14 – Perfil S1223 RTL.	31
Figura 15 – NACA Série 1.	33
Figura 16 – NACA 4 Dígitos.	33
Figura 17 – Interpretação do perfil NACA 4 Dígitos.	34
Figura 18 – NACA 5 Dígitos.	35
Figura 19 – Interpretação do perfil NACA Séries 6.	36
Figura 20 – Perfil NACA 0009.	36
Figura 21 – Curva $c_l \times \alpha$ do perfil aerodinâmico.	39
Figura 22 – Perfil Selig 1223 - $c_l \times \alpha$	44
Figura 23 – Determinação do fator de arrasto induzido <i>delta</i>	45
Figura 24 – Representação de L_{HT} e L_{VT}	46
Figura 25 – Fluxograma do desenvolvimento do trabalho.	51
Figura 26 – Fluxograma dos módulos do AeroCalc.	52
Figura 27 – Perfil S1223 RTL no XFLR5.	54
Figura 28 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque ($c_l \times \alpha$)	55
Figura 29 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque ($c_d \times \alpha$)	55
Figura 30 – Polar ($c_l \times c_d$)	56
Figura 31 – Perfil NACA 0009 no XFLR5.	57

Figura 32 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque ($c_l \times \alpha$)	57
Figura 33 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque ($c_d \times \alpha$)	58
Figura 34 – Polar ($c_l \times c_d$)	58
Figura 35 – Desenho 3D da empenagem no XFLR5	59
Figura 36 – Bibliotecas utilizadas no AeroCalc.	60
Figura 37 – Trecho do código da interface gráfica do AeroCalc.	60
Figura 38 – Inputs para S1223 RTL.	61
Figura 39 – Funções utilitárias.	61
Figura 40 – Cálculos que geram outputs.	62
Figura 41 – Aba 'S1223 RTL'.	63
Figura 42 – Aba 'NACA 0009'.	63
Figura 43 – Aba 'Presets' — Gerenciamento de testes.	64
Figura 44 – Aba 'Ajuda & Notas' — Instruções de uso.	65
Figura 45 – Exemplo de salvamento em planilha	65
Figura 46 – Resultados da asa no AeroCalc 2024	69
Figura 47 – Resultados da asa no AeroCalc 2025	69
Figura 48 – Resultados da empenagem no AeroCalc 2024.	72
Figura 49 – Resultados da empenagem no AeroCalc 2025.	73

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Valores experimentais de c_l e c_d	56
Tabela 2 – Parâmetros de entrada da asa utilizados no projeto em 2024.	66
Tabela 3 – Parâmetros de entrada da asa utilizados no projeto em 2025.	67
Tabela 4 – Comparação dos parâmetros de saída da asa — AeroCalc e Aratinga 2024	67
Tabela 5 – Comparação dos parâmetros de saída da asa — AeroCalc e Aratinga 2025.	68
Tabela 6 – Parâmetros de entrada da empenagem utilizados no projeto em 2024	70
Tabela 7 – Parâmetros de entrada da empenagem utilizados no projeto em 2025	70
Tabela 8 – Comparativo entre os dados de saída da empenagem do projeto de 2024.	71
Tabela 9 – Comparativo entre os dados de saída da empenagem do projeto de 2025.	71

LISTA DE SÍMBOLOS

b	Envergadura da asa
c_l	Coefficiente de sustentação
c_d	Coefficiente de arrasto
c_r	Corda na raiz da asa
c_t	Corda na ponta da asa
a_t	Comprimento do bordo de ataque
f_g	Comprimento do bordo de fuga
S	Área da asa
AR	Alongamento da asa
λ	Relação de afilamento
λ_{VT}	Afilamento da empenagem vertical
λ_{HT}	Afilamento da empenagem horizontal
\bar{c}	Corda média aerodinâmica
Y_{med}	Posição da corda média aerodinâmica ao longo da semi-envergadura
S_{wet}	Área molhada da asa
Re	Número de Reynolds
C_F	Coefficiente de atrito
C_{D0}	Coefficiente de arrasto parasita
a_0	Coefficiente angular da curva de sustentação do perfil
a	Coefficiente angular corrigido da asa finita
e	Fator de eficiência de envergadura
e_0	Coefficiente de Oswald
k	Constante de proporcionalidade do arrasto induzido
C_L^*	Coefficiente de sustentação ótimo
C_D^*	Coefficiente de arrasto total
$c_{l_{max}}$	Coefficiente de sustentação máximo

$\alpha_{c_{l_{\max}}}$	Ângulo no ponto de $C_{L_{\max}}$
V_{est}	Velocidade de estol
E_{\max}	Eficiência aerodinâmica máxima
W	Peso total da aeronave
L_{HT}	Distância CG–CA da empenagem horizontal
L_{VT}	Distância CG–CA da empenagem vertical
h_V	Altura do leme
V_{HT}	Volume de cauda horizontal
V_{VT}	Volume de cauda vertical
S_{HT}	Área da empenagem horizontal
S_{VT}	Área da empenagem vertical
c_{HT}	Corda média aerodinâmica da empenagem horizontal
c_{VT}	Corda média aerodinâmica da empenagem vertical
c_{rh}	Corda na raiz da empenagem horizontal
c_{th}	Corda na ponta da empenagem horizontal
c_{rv}	Corda na raiz da empenagem vertical
c_{tv}	Corda na ponta da empenagem vertical
b_{HT}	Envergadura da empenagem horizontal
b_{VT}	Envergadura da empenagem vertical

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Objetivo Geral	17
1.2	Objetivos Específicos	17
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1	Visão geral dos subsistemas de um projeto de aerodesign	21
2.2	Perfis aerodinâmicos	22
2.3	Geometria de perfis aerodinâmicos	26
2.4	Família de perfis aerodinâmicos	29
2.4.1	<i>Perfis de alta sustentação</i>	29
2.4.1.1	<i>Perfil S1223 RTL</i>	31
2.4.2	<i>Perfis clássicos</i>	32
2.4.2.1	<i>NACA 0009</i>	36
2.5	Escoamento externo	37
2.6	Número de Reynolds	37
2.7	Principais coeficientes e parâmetros aerodinâmicos	38
2.7.1	<i>Asa</i>	38
2.7.1.1	<i>Envergadura</i>	38
2.7.1.2	<i>Corda da raiz e corda da ponta</i>	38
2.7.1.3	<i>Comprimento do bordo de ataque e bordo de fuga</i>	39
2.7.1.4	<i>Coeficiente angular da curva de sustentação</i>	39
2.7.1.5	<i>Coeficiente de sustentação máxima e ângulo de estol</i>	39
2.7.1.6	<i>Peso total</i>	40
2.7.1.7	<i>Área da asa</i>	40
2.7.1.8	<i>Alongamento</i>	40
2.7.1.9	<i>Afilamento</i>	40
2.7.1.10	<i>Corda média aerodinâmica e posição da CMA</i>	41
2.7.1.11	<i>Área molhada</i>	41
2.7.1.12	<i>Coeficiente de atrito</i>	41
2.7.1.13	<i>Coeficiente de arrasto parasita</i>	41
2.7.1.14	<i>Coeficiente angular corrigido da asa</i>	42

2.7.1.15	<i>Coeficiente de Oswald</i>	42
2.7.1.16	<i>Constante de proporcionalidade</i>	42
2.7.1.17	<i>Coeficiente de sustentação ótimo</i>	42
2.7.1.18	<i>Coeficiente de arrasto total</i>	43
2.7.1.19	<i>Coeficiente angular da curva de sustentação e fator de eficiência de envergadura</i>	43
2.7.1.20	<i>Velocidade de estol</i>	45
2.7.1.21	<i>Eficiência máxima</i>	46
2.7.2	<i>Empenagem</i>	46
2.7.2.1	<i>Distância entre o centro de gravidade do avião e o centro aerodinâmico da superfície horizontal e vertical da empenagem</i>	46
2.7.2.2	<i>Volume de cauda horizontal e vertical</i>	47
2.7.2.3	<i>Área da empenagem horizontal e vertical</i>	47
2.7.2.4	<i>Corda média aerodinâmica (CMA) da empenagem horizontal e vertical</i> . . .	48
2.7.2.5	<i>Envergadura da empenagem horizontal e vertical</i>	48
3	METODOLOGIA	50
3.1	Ferramentas computacionais	50
3.1.1	<i>Airfoil Tools</i>	50
3.1.2	<i>XFLR5</i>	50
3.1.3	<i>Python</i>	50
3.2	Fluxogramas	51
3.3	Definição dos parâmetros geométricos e aerodinâmicos do modelo computacional	52
3.4	Considerações sobre a disponibilidade do código	53
4	RESULTADOS	54
4.1	Procedimentos para coleta e preparação dos dados aerodinâmicos . . .	54
4.1.1	<i>Procedimentos para S1223 RTL</i>	54
4.1.2	<i>Procedimentos para NACA 0009.</i>	57
4.1.3	<i>Geometria da empenagem</i>	59
4.2	Arquitetura do software desenvolvido	59
4.3	Validação	66
4.3.1	<i>Resultados para a asa</i>	66
4.3.2	<i>Resultados para a empenagem</i>	70

5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	74
5.1	Sugestões para trabalhos futuros	75
	REFERÊNCIAS	76
	APÊNDICES	77
	APÊNDICE A – Coordenadas do Perfil Aerodinâmico S1223 RTL	77
	APÊNDICE B – Coordenadas do Perfil Aerodinâmico NACA 0009	81

1 INTRODUÇÃO

O aeromodelismo, prática que envolve a construção e operação de modelos reduzidos de aeronaves, possui uma história marcante desde o século XIX. Em 1871, o francês Alphonse Pénaud criou o "Planophore", considerado o primeiro modelo de voo autônomo bem-sucedido, utilizando um motor elástico para impulsionar a hélice. Desde então, o aeromodelismo evoluiu significativamente, acompanhando os avanços tecnológicos, e tornou-se não apenas uma atividade recreativa, mas também uma importante ferramenta para a educação e a pesquisa em engenharia (Rodrigues, 2014).

No contexto acadêmico, destaca-se a Competição SAE BRASIL Aerodesign, promovida pela Sociedade de Engenheiros da Mobilidade (SAE BRASIL). Criada em 1999, a competição oferece aos estudantes de engenharia a oportunidade de aplicar os conhecimentos adquiridos em sala de aula em projetos práticos, desafiando-os a projetar, construir e testar aeronaves radiocontroladas de alto desempenho, como na Figura 1. Dividida em categorias com requisitos específicos, a competição estimula a inovação e o desenvolvimento de soluções criativas, sendo um importante palco de aprendizado e desenvolvimento para futuros engenheiros (Anderson, 2015).

Figura 1 – Projeto Aratinga Aerodesign.



Fonte: Aratinga (2025).

As equipes que participam dessa competição enfrentam grandes desafios ao longo do

processo. Elas devem não apenas atender a requisitos técnicos rigorosos, mas também otimizar o desempenho das aeronaves, utilizando perfis aerodinâmicos adequados para alcançar a melhor performance. Dentre os perfis mais utilizados, destacam-se o perfil de asa (S1223 RTL) e o perfil de empenagem (NACA 0009) (Anderson, 2015).

O perfil S1223 RTL, desenvolvido por Michael Selig, é projetado para operar eficientemente em baixos números de Reynolds, característica comum em aeronaves de pequeno porte e aeromodelos. Este perfil é conhecido por sua alta sustentação e baixo arrasto, tornando-o ideal para aplicações que exigem desempenho otimizado em baixas velocidades. Já o NACA 0009, que pertence à série de perfis desenvolvidos pela National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), organização predecessora da NASA, é conhecido por sua geometria bem definida e comportamento previsível, sendo amplamente utilizado em superfícies de controle, como estabilizadores e lemes, devido à sua estabilidade e resposta neutra a diferentes ângulos de ataque (Bilstein, 1989).

Diante disso, o presente trabalho visa o desenvolvimento de um sistema de otimização dos cálculos aerodinâmicos envolvendo os perfis S1223 RTL e NACA 0009, utilizados pela equipe de aerodesign da Universidade Federal do Ceará – Campus Russas. Além disso, a implementação do sistema permitirá uma avaliação detalhada das variáveis aerodinâmicas, facilitando a tomada de decisões no processo de projeto e construção dos modelos, contribuindo, assim, para o aprimoramento contínuo das estratégias adotadas pela equipe em futuras edições da competição.

1.1 Objetivo Geral

Desenvolver um sistema computacional de otimização voltado para o subsistema de aerodinâmica de um projeto de aerodesign, com foco na automatização do cálculo de variáveis aerodinâmicas a partir da análise dos perfis de asa e empenagem, visando fornecer subsídios técnicos precisos para os demais subsistemas da equipe.

1.2 Objetivos Específicos

O presente estudo tem alguns objetivos secundários como:

- Coletar e processar dados dos perfis aerodinâmicos (S1223 RTL e NACA 0009) através do site airfoiltools.com e do software XFLR5;

- Determinar os principais coeficientes e parâmetros aerodinâmicos;
- Integrar ao software funcionalidades complementares, tais como exportação de resultados e armazenamento de testes;
- Validar os dados do sistema desenvolvido com os dados encontrados pela equipe de aerodesign nos projetos dos anos de 2024 e 2025.

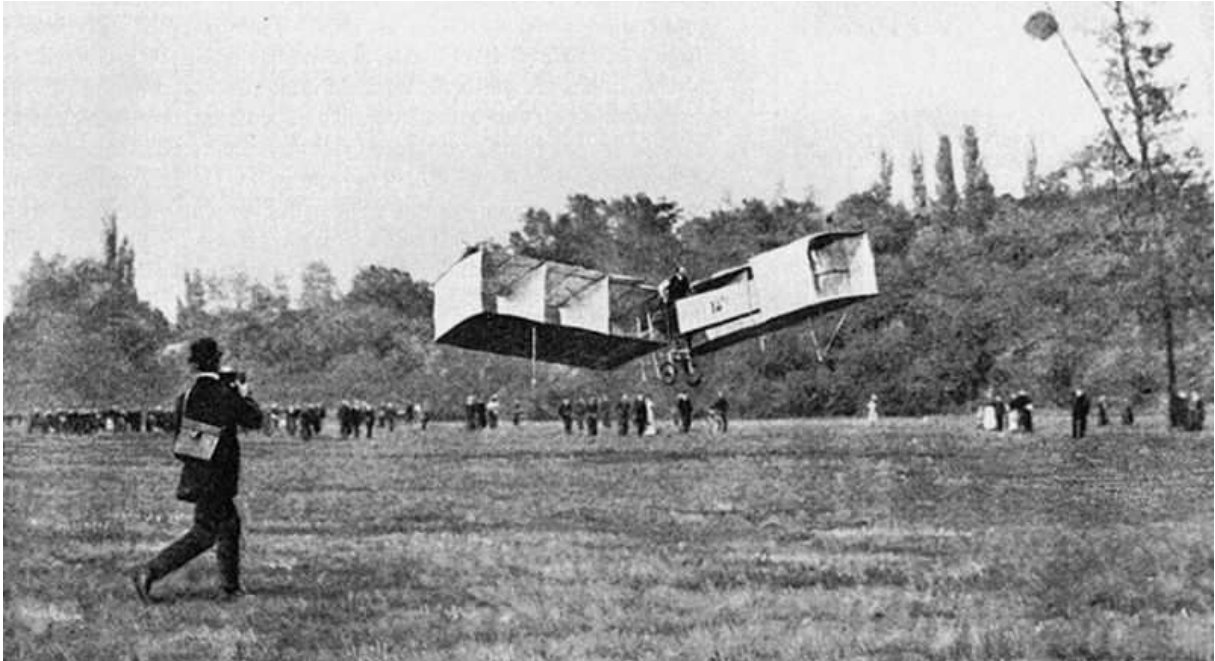
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A aerodinâmica como campo de estudo tem suas raízes na tentativa humana de entender e controlar o movimento através do ar. A busca por dominar os ventos e voar remonta a tempos antigos, com lendas sobre pássaros e máquinas voadoras sendo registradas em várias culturas. A verdadeira ciência por trás da aerodinâmica, no entanto, começou a ser formalizada apenas no século XVII com o trabalho de cientistas como Isaac Newton, que formulou as leis do movimento e da gravitação universal, e que posteriormente forneceria uma base importante para a mecânica dos fluidos. Durante o século XIX, o entendimento da física do ar e do movimento de fluidos evoluiu, com a descoberta de fenômenos como a sustentação (c_l) e o arrasto (c_d), impulsionados pela observação do comportamento de pássaros e de aeronaves mais primitivas (Anderson, 2015).

A revolução aerodinâmica realmente começou no século XIX com o trabalho de pioneiros como George Cayley, que é frequentemente considerado o pai da aerodinâmica. Cayley, entre outras contribuições, foi o primeiro a compreender que a sustentação era gerada pela diferença de pressão sobre as superfícies, e que essa diferença era responsável pelo voo. Ele também foi o primeiro a projetar uma asa com um perfil que, ao ser analisado, mostrava como o ar se comportava ao redor de uma superfície plana ou curvada, uma descoberta crucial para o desenvolvimento de aeronaves. Esse entendimento foi essencial para o sucesso da aviação, que teve avanços significativos no início do século XX (Anderson, 2015).

Em 23 de outubro de 1906, em Paris, Santos Dumont realizou o primeiro voo público e documentado de uma aeronave mais pesada que o ar, com propulsão mecânica. O 14-Bis, Figura 2, voou uma distância de cerca de 60 metros, a uma altura de 3 metros do solo, e esse feito foi uma grande conquista para a aviação. Sua importância está não só no sucesso do voo, mas também no fato de ter sido o primeiro a ser reconhecido internacionalmente, diferente de outros experimentos com aviões que ocorreram antes, mas sem a devida visibilidade. O 14-Bis representou um avanço significativo nas ideias sobre a capacidade de voo humano e foi um precursor dos aviões modernos (Rodrigues, 2014).

Figura 2 – Voo do 14-Bis, em Paris.



Fonte: Rodrigues (2014).

A Primeira Guerra Mundial desempenhou um papel importante nesse avanço, uma vez que os aviões foram utilizados para fins militares, Figura 3, acelerando o desenvolvimento de novos designs, motores mais potentes e novas técnicas de construção. A partir da década de 1930, o design das aeronaves passou a ser mais focado na redução do arrasto e na maximização da sustentação. As asas foram projetadas para ter perfis mais finos e curvos, com o objetivo de reduzir a resistência do ar enquanto se aumentava a força de sustentação. Isso se refletiu em aeronaves comerciais mais rápidas e eficientes como o Lockheed Constellation e o Boeing 707, que foram os primeiros jatos comerciais a alcançar grandes altitudes e altas velocidades (Anderson, 2015).

A década de 1960 e 1970 viu o auge da pesquisa em aeronaves supersônicas, como o Concorde, que foi um marco na velocidade de voo comercial. As aeronaves passaram a quebrar a barreira do som, o que trouxe uma nova série de desafios aerodinâmicos relacionados ao aquecimento e à resistência do ar em velocidades superiores à do som. Na contemporaneidade, o foco da aerodinâmica se expandiu para questões de eficiência energética e redução de emissões, com a indústria aeronáutica buscando cada vez mais melhorar o desempenho dos aviões comerciais e reduzir os custos operacionais e ambientais (Anderson, 2015).

Figura 3 – Evolução das aeronaves.



Fonte: Adaptado de NASA (2025) e AeroMagazine (2025).

A aerodinâmica continua a ser uma das disciplinas mais importantes na engenharia, com novas descobertas sendo aplicadas em diversos setores, desde o design de aeronaves hipersônicas até carros de corrida, eólica e até mesmo no estudo de formas biológicas, como as asas de pássaros e morcegos, que têm contribuído para novos modelos de design e eficiência no uso do ar. A evolução da aerodinâmica e da aviação é uma história de constante inovação, onde a curiosidade humana e a busca pelo domínio do céu levaram à criação de máquinas mais rápidas, mais seguras e mais eficientes (Rodrigues, 2014).

2.1 Visão geral dos subsistemas de um projeto de aerodesign

Subsistema de Aerodinâmica: responsável pela definição da geometria externa da aeronave, abrangendo asa, fuselagem e superfícies de cauda. Realiza a seleção e análise dos perfis aerodinâmicos, com o objetivo de maximizar a sustentação e reduzir o arrasto, contribuindo para o aumento da eficiência em voo.

Subsistema de Cargas e Aeroelasticidade: realiza o cálculo das cargas atuantes durante o voo e manobras, determinando os esforços transmitidos à estrutura. Também conduz as análises aeroelásticas, avaliando efeitos de vibração e interação fluido-estrutura, a fim de prevenir falhas estruturais.

Subsistema de Controle e Estabilidade: garante as condições de estabilidade estática e dinâmica da aeronave, bem como sua controlabilidade. Atua no dimensionamento da empenagem e das superfícies de comando, definindo suas áreas, posicionamentos e deflexões operacionais.

Subsistema de Desempenho e Elétrica: avalia o comportamento global da aeronave em voo, incluindo alcance, autonomia, velocidade característica, capacidade de carga útil e distância de decolagem. Também realiza a seleção e integração do sistema propulsivo, envolvendo motor, hélice, controlador e baterias, buscando o melhor compromisso entre desempenho

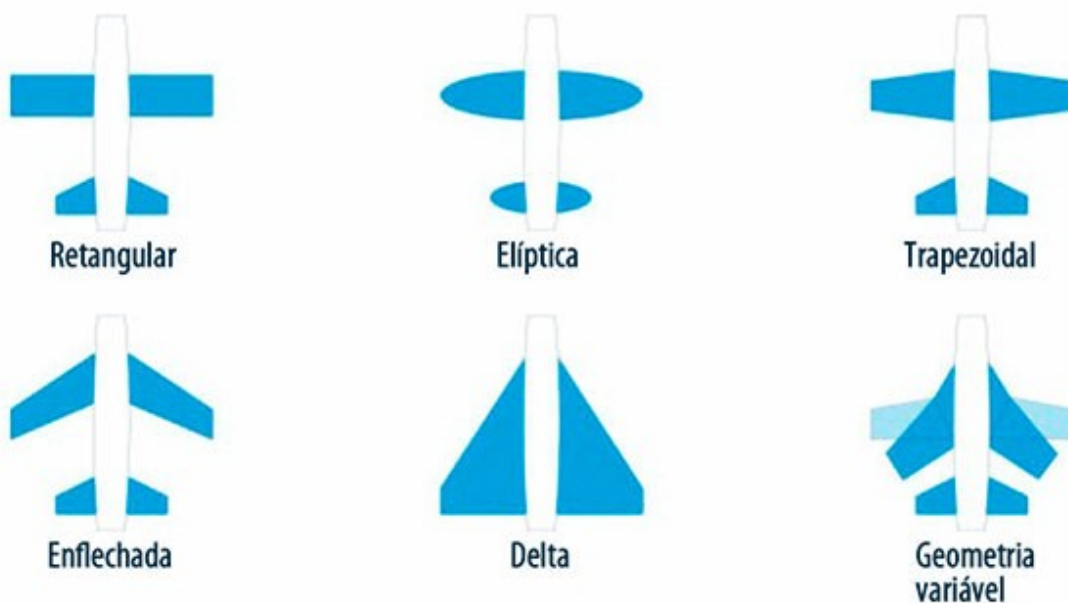
e eficiência energética.

Subsistema de Estruturas, CAD e Testes: responsável pela materialização do projeto. Desenvolve a arquitetura estrutural interna, seleciona materiais e configurações construtivas, elabora a modelagem tridimensional em ambiente CAD e conduz ensaios experimentais para validação da resistência mecânica e do desempenho do protótipo.

2.2 Perfis aerodinâmicos

As asas são responsáveis pela geração de sustentação em uma aeronave, permitindo que ela se mantenha no ar. Elas possuem um perfil aerodinâmico projetado para criar uma diferença de pressão entre a parte superior e inferior, gerando uma força para cima. O formato das asas, a curvatura e o ângulo de ataque são fatores que influenciam a sustentação e o arrasto. As asas também têm impacto na estabilidade e eficiência da aeronave, com diferentes designs sendo usados dependendo do tipo de voo, como asas longas e finas para aviões comerciais ou curtas e largas para aviões de manobra (Rodrigues, 2014).

Figura 4 – Tipos de asas.



Fonte: Hangar33 (2025).

Entre os formatos mais utilizados, Figura 4, encontra-se a asa retangular, que se caracteriza pela corda constante ao longo de toda a envergadura. Esse tipo de asa é amplamente empregado em aeronaves leves devido à sua simplicidade de construção e ao seu comportamento

estável próximo ao estol, apresentando uma resposta previsível e adequada para aeronaves de baixa velocidade. Embora não seja a configuração mais eficiente em termos de desempenho aerodinâmico, sua robustez e facilidade de fabricação justificam seu uso em projetos de baixa complexidade (Rodrigues, 2014).

Outro formato relevante é a asa elíptica, cuja planta forma uma elipse quando vista de cima. Anderson (2015) destaca que esse formato proporciona a distribuição ideal de sustentação ao longo da envergadura, resultando no menor arrasto induzido possível para uma asa de mesma área. Apesar dessa alta eficiência aerodinâmica, a asa elíptica possui construção complexa e elevado custo de fabricação, o que limita sua aplicação a casos específicos, como o icônico Supermarine Spitfire da Segunda Guerra Mundial. Além disso, sua resposta ao estol tende a ser menos suave, exigindo maior atenção no projeto de controle e estabilidade.

A asa trapezoidal representa uma solução intermediária entre eficiência aerodinâmica e simplicidade construtiva. De acordo com Rodrigues (2014), essa asa apresenta redução gradual da corda da raiz até a ponta, formando um trapézio em planta. Essa geometria é amplamente usada em aeronaves modernas, incluindo aviões leves e aeronaves projetadas para competições como a SAE BRASIL AeroDesign, pois combina bom desempenho aerodinâmico com facilidade de fabricação e bom controle do estol. Para aeronaves de pequeno porte, como aeromodelos, a asa trapezoidal oferece um excelente compromisso entre eficiência e praticidade.

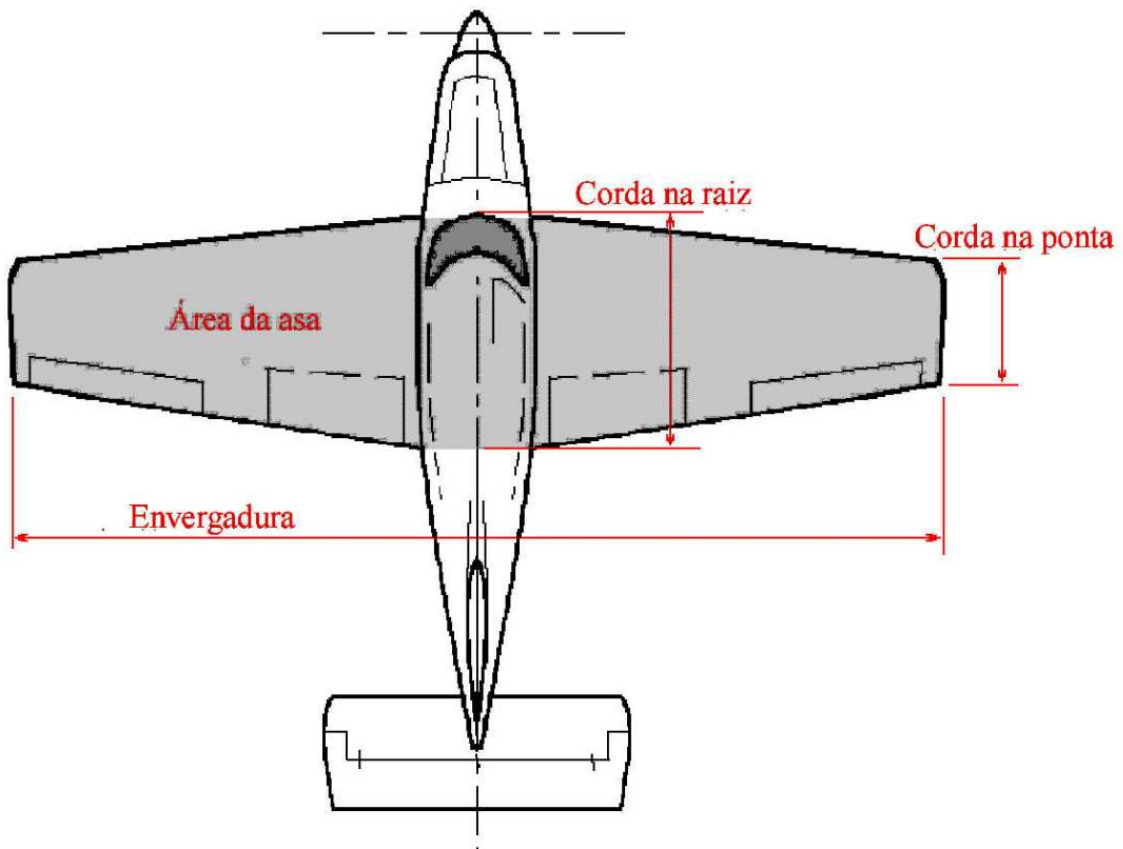
As asas enflechadas, possuem um ângulo de enflechamento normalmente direcionado para trás. Esse tipo de asa surgiu com a necessidade de melhorar o desempenho em regimes transônicos e supersônicos. Kundu (2010) explica que o enflechamento reduz os efeitos de compressibilidade e atrasa a formação de ondas de choque, possibilitando maior eficiência em altas velocidades. Contudo, asas enflechadas apresentam tendência ao estol nas pontas e exigem maior complexidade estrutural, tornando-as menos adequadas para aeronaves leves, embora sejam indispensáveis em caças e jatos comerciais.

A asa delta é caracterizada por seu formato triangular, com grande ângulo de enflechamento. Anderson (2015) descreve esse tipo de asa como ideal para regimes supersônicos, pois sua geometria reduz o arrasto de onda e proporciona excelente estabilidade em altos ângulos de ataque. Outra vantagem é sua robustez estrutural, uma vez que a configuração triangular distribui cargas de maneira eficiente. No entanto, a asa delta apresenta baixa sustentação em baixas velocidades e exige dispositivos auxiliares de controle, o que limita sua aplicação em aeronaves convencionais, mas a torna muito eficiente em caças supersônicos e veículos hipersônicos.

Por fim, as asas de geometria variável são capazes de alterar o enfilechamento durante o voo, adequando-se a diferentes regimes operacionais. Kundu (2010) explica que, com a asa totalmente aberta, a aeronave apresenta excelente desempenho em baixas velocidades, favorecendo pousos e decolagens. Quando a asa é enfilechada para trás, otimiza-se o voo em regimes supersônicos. Essa versatilidade, entretanto, tem como custo a alta complexidade mecânica e estrutural, além do peso adicional dos mecanismos de movimentação, características que restringem sua aplicação a aeronaves militares avançadas.

Cada um desses tipos de asa apresenta vantagens e limitações específicas, e a escolha da geometria mais adequada depende diretamente das exigências do projeto da aeronave. Em um contexto como o da SAE BRASIL AeroDesign, segundo Rodrigues (2014), prioriza-se geralmente a asa trapezoidal, de nomenclatura definida na Figura 5, devido ao equilíbrio entre eficiência aerodinâmica, simplicidade de fabricação e comportamento estável durante o voo. Essas características tornam esse formato especialmente adequado para equipes de engenharia que buscam alto desempenho com baixo custo de produção e bom controle do aeromodelo.

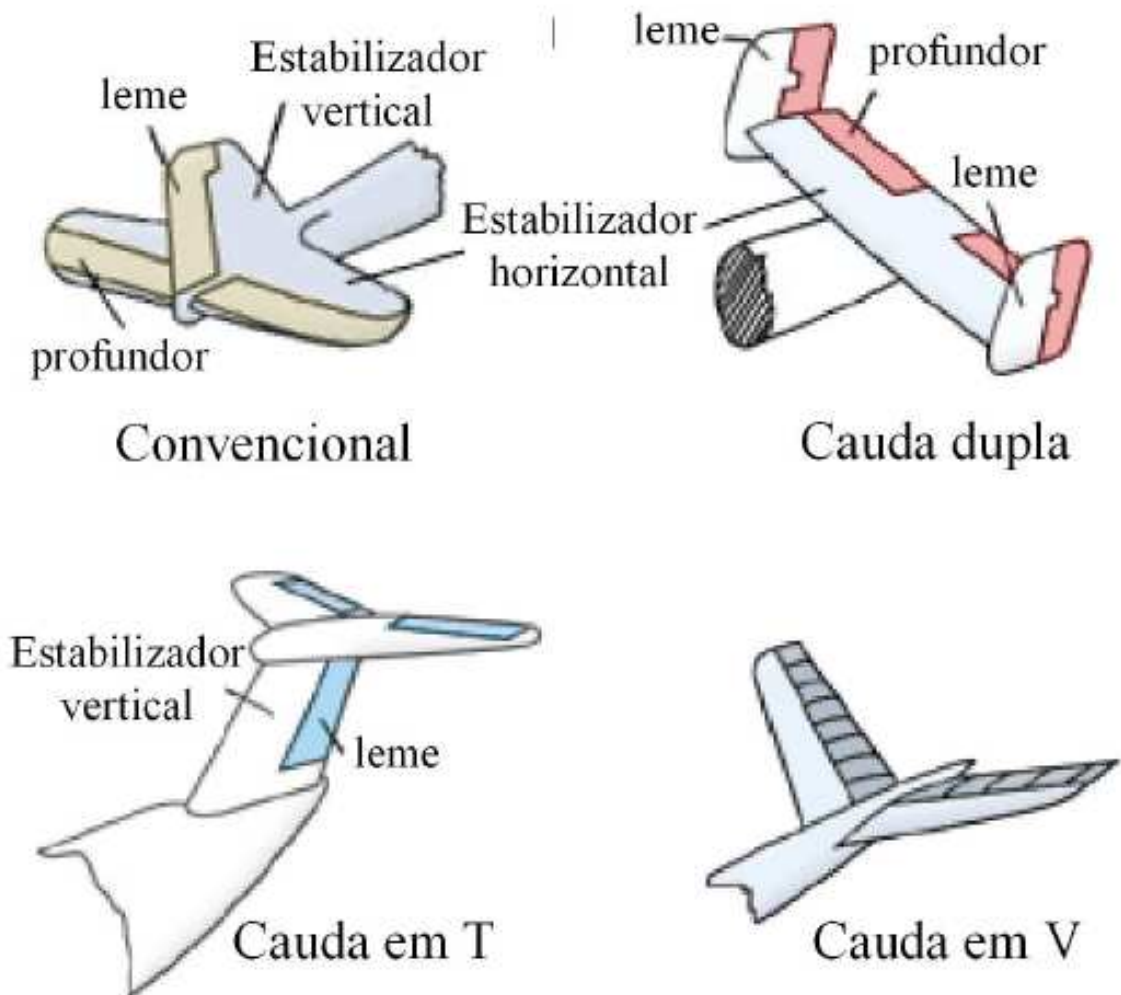
Figura 5 – Nomenclatura da asa.



Fonte: Rodrigues (2014).

A empenagem é um conjunto de superfícies localizadas na parte traseira da aeronave, composta principalmente pelo estabilizador horizontal e o leme de direção, Figura 6. O estabilizador controla o movimento de arfagem (subida ou descida do nariz da aeronave), enquanto o leme controla a guinada (movimento lateral). O profundor é uma superfície de controle móvel na empenagem horizontal que controla o movimento de subida e descida do nariz do avião. O compensador é uma pequena aba na borda de fuga do profundor que alivia o esforço do piloto, permitindo que a aeronave seja ajustada para manter uma altitude de voo desejada. Juntas, essas superfícies garantem a estabilidade e o controle direcional da aeronave, permitindo ao piloto controlar a trajetória de voo e a orientação da aeronave (Anderson, 2015).

Figura 6 – Figura - Ilustração dos principais tipos de empenagens.



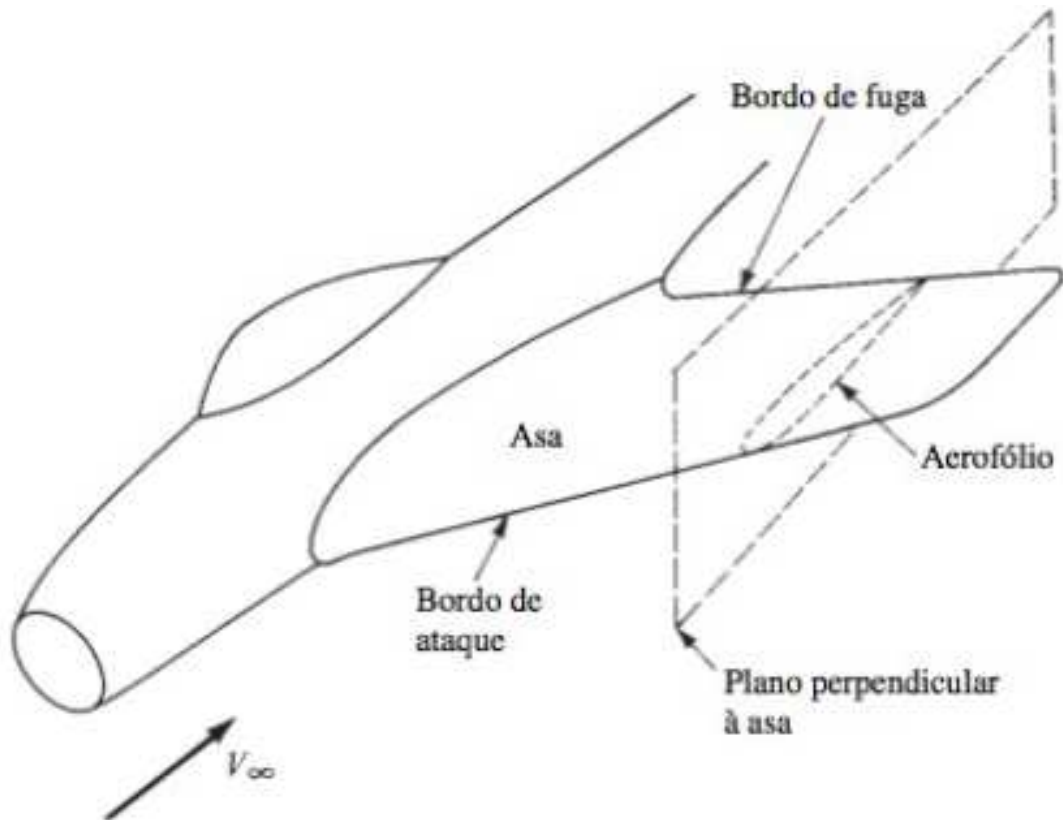
Fonte: Rodrigues (2014).

Anderson (2015) diz que os perfis aerodinâmicos são formas de superfícies projetadas para interagir de maneira eficiente com o ar, gerando forças de sustentação e minimizando o arrasto. Eles são fundamentais em aeronaves, asas de aviões, helicópteros e outros veículos que

se movem através do ar. O design de um perfil de asa pode impactar diretamente a eficiência do voo, influenciando o consumo de combustível, a estabilidade e a manobrabilidade. Um perfil aerodinâmico, também conhecido como aerofólio, é a seção transversal da asa. Ele é projetado para gerar uma diferença de pressão entre a parte superior e inferior da superfície, o que cria a força de sustentação que mantém o voo da aeronave (Anderson, 2015). Rodrigues (2014) aponta que a maioria das aeronaves (cerca de 70%) utiliza a configuração convencional. Esse modelo é preferido por ser estruturalmente mais leve que outras opções e por oferecer boas características de estabilidade e controle.

2.3 Geometria de perfis aerodinâmicos

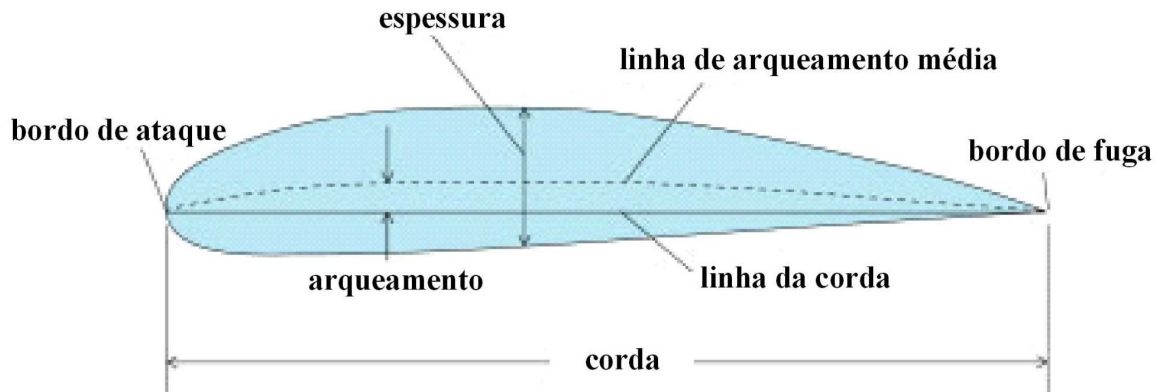
Figura 7 – Perfil aerodinâmico de uma asa.



Fonte: Anderson (2015).

A Figura 7 mostra um perfil aerodinâmico de uma asa, com várias partes identificadas. Cada um desses termos tem um papel fundamental na definição das características de desempenho de uma asa e, por conseguinte, da aeronave.

Figura 8 – Características geométricas de um perfil aerodinâmico.



Fonte: Rodrigues (2014).

A Figura 8 detalha um perfil aerodinâmico, em que o bordo de ataque é a parte frontal da asa, onde o ar entra em contato com a superfície da asa pela primeira vez. A forma e o ângulo do bordo de ataque influenciam diretamente o fluxo de ar sobre a asa e afetam o desempenho da aeronave, como a geração de sustentação e a resistência ao ar. Um bordo de ataque mais arredondado tende a reduzir o arrasto, enquanto um mais afiado pode aumentar a eficiência da sustentação (Wang *et al*, 2021).

A espessura de um perfil aerodinâmico é a distância máxima entre a parte superior e inferior da asa, medida perpendicularmente à linha da corda. A espessura influencia a sustentação e o arrasto; perfis mais espessos geralmente oferecem maior sustentação, mas também geram mais arrasto, enquanto perfis mais finos são mais eficientes em velocidades mais altas (Wang *et al*, 2021).

O arqueamento é a curvatura da superfície superior do perfil aerodinâmico. Quanto maior o arqueamento, maior a sustentação gerada pela asa, mas isso também pode aumentar o arrasto. O arqueamento influencia como o ar flui sobre a asa e a distribuição de pressão ao longo do perfil (Deng, 2022).

Linha de arqueamento média é uma linha imaginária que conecta os pontos médios de curvatura ao longo da superfície superior da asa. A linha de arqueamento média é importante para determinar a eficiência do perfil e está diretamente relacionada à sustentação gerada (Deng, 2022).

A corda é a distância medida ao longo da linha reta que conecta o bordo de ataque e o bordo de fuga da asa. A corda é uma medida crucial na definição do tamanho e da eficiência da asa. Quanto maior a corda, maior a área da asa, o que pode aumentar a sustentação (Deng, 2022).

A linha da corda é uma linha reta que conecta o bordo de ataque e o bordo de fuga do

perfil aerodinâmico. Ela é usada como referência para medir o ângulo de ataque e a orientação da asa em relação ao fluxo de ar (Deng, 2022).

O bordo de fuga é a extremidade traseira da asa, onde o ar, depois de fluir sobre a superfície, sai. A forma e a espessura do bordo de fuga influenciam o fluxo de ar e afetam o arrasto e a eficiência geral da asa. Bordos de fuga mais finos ou com aletas podem ajudar a reduzir o arrasto e aumentar a estabilidade (Wang *et al*, 2021).

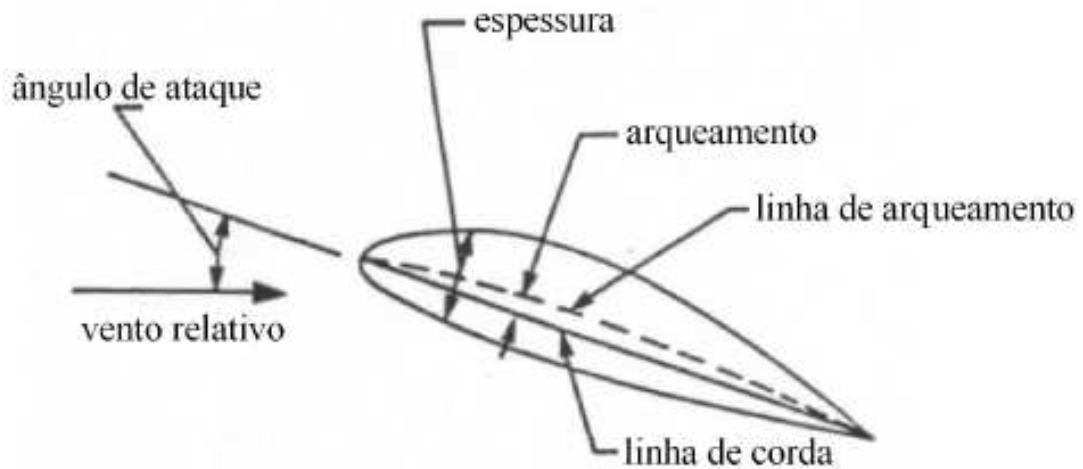
O ângulo de ataque é o ângulo formado entre a linha de corda de uma asa (ou de qualquer superfície aerodinâmica) e a direção do fluxo de ar relativo à aeronave, representado na Figura 9. A linha de corda é uma linha imaginária que vai do bordo de ataque ao bordo de fuga da asa. O ângulo de ataque é um dos fatores mais importantes na aerodinâmica, pois influencia diretamente a sustentação, o arrasto e a estabilidade de uma aeronave (Anderson, 2015).

Quando o ângulo de ataque aumenta, a sustentação gerada pela asa também aumenta, até um ponto crítico. Isso ocorre porque o ar, ao passar pela asa, é forçado a seguir uma trajetória mais curva na parte superior da asa, gerando uma maior diferença de pressão entre a parte superior e inferior. Essa diferença de pressão resulta em uma força para cima, que é a sustentação. Porém, quando o ângulo de ataque se torna muito grande, o fluxo de ar sobre a asa pode se separar, causando turbulência e a perda da sustentação, o que leva ao fenômeno chamado estol (Anderson, 2015).

O estol ocorre quando o ângulo de ataque ultrapassa o valor crítico, fazendo com que o fluxo de ar sobre a superfície da asa deixe de ser suave e laminar, resultando em uma perda abrupta de sustentação. Isso é particularmente crítico em manobras de baixa velocidade e em decolagens ou aterrissagens, onde a aeronave já opera em ângulos de ataque elevados (Anderson, 2015).

Além disso, o ângulo de ataque tem um impacto direto no arrasto. À medida que o ângulo de ataque aumenta, o arrasto também tende a aumentar, pois o corpo da aeronave oferece mais resistência ao ar. Normalmente o ângulo de ataque crítico é em torno de 15° para a maioria dos perfis aerodinâmicos (Anderson, 2015).

Figura 9 – Definição do ângulo de ataque do perfil.



Fonte: Rodrigues (2014).

2.4 Família de perfis aerodinâmicos

As famílias de perfis aerodinâmicos são grupos de aerofólios com características semelhantes, mas com variações em parâmetros como curvatura, espessura e forma. Essas famílias são projetadas para atender a diferentes necessidades de desempenho, como sustentação, arrasto, estabilidade e manobrabilidade, dependendo da aplicação da aeronave. A escolha do perfil aerodinâmico adequado é essencial para otimizar o desempenho da aeronave em diferentes condições de voo (Rosa, 2006).

2.4.1 Perfis de alta sustentação

A principal característica desses perfis é a curvatura acentuada na parte superior da asa, que cria uma diferença de pressão entre a parte superior e inferior, gerando sustentação. A espessura do perfil também influencia a sustentação, mas deve ser equilibrada para evitar aumento excessivo do arrasto. O ângulo de ataque deve ser ajustado para otimizar a sustentação sem causar estol. Esses perfis são fundamentais para melhorar o desempenho em condições de voo lento. As figuras 10, 11, 12 e 13, estão dentre os perfis de alta sustentação mais utilizados pelas equipes da SAE BRASIL AeroDesign, de acordo com Rodrigues (2014) e estão descritas abaixo:

Figura 10 – Wortmann FX 74-CL5-140.



Fonte: Rodrigues (2014)

Características principais:

- Espessura máxima: 13,08% a 27,1% da corda.
- Curvatura máxima: 9,72% a 41,6% da corda.
- Raio de curvatura do bordo de ataque: 0,9850%.
- Espessura do bordo de fuga: 0,0120%.

Figura 11 – Selig 1223.

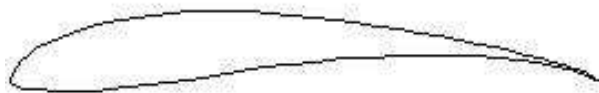


Fonte: Rodrigues (2014)

Características principais:

- Espessura máxima: 12,13% a 20,3% da corda.
- Curvatura máxima: 8,67% a 49,9% da corda.
- Raio de curvatura do bordo de ataque: 3,0850%.
- Espessura do bordo de fuga: 0,0000%.

Figura 12 – Selig 1210.



Fonte: Rodrigues (2014)

Características principais:

- Espessura máxima: 11,99% a 23,2% da corda.
- Curvatura máxima: 7,2% a 51,9% da corda.

- Raio de curvatura do bordo de ataque: 1,8006%.
- Espessura do bordo de fuga: 0,0000%.

Figura 13 – Eppler 423.



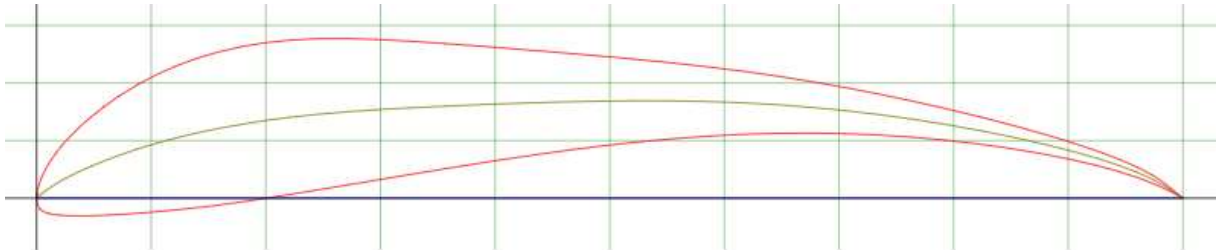
Fonte: Rodrigues (2014)

Características principais:

- Espessura máxima: 12,51% a 23,7% da corda.
- Curvatura máxima: 10,03% a 41,4% da corda.
- Raio de curvatura do bordo de ataque: 2,6584%.
- Espessura do bordo de fuga: 0,0120%.

2.4.1.1 Perfil S1223 RTL

Figura 14 – Perfil S1223 RTL.



Fonte: AirfoilTools (2025b)

O perfil S1223 RTL, Figura 14, é um dos perfis aerodinâmicos desenvolvidos pela Universidade de Stanford, nos Estados Unidos, como parte de uma série de pesquisas focadas em aplicações de baixo número de Reynolds, ou seja, em situações onde a aeronave opera a baixas velocidades, como é o caso de aeromodelos, UAVs (Veículos Aéreos Não Tripulados) e aeronaves experimentais de pequeno porte (Anderson, 2015).

Esse perfil, que é uma modificação do perfil S1223, foi desenvolvido por Michael Selig, um engenheiro e pesquisador amplamente reconhecido por seu trabalho em aerodinâmica de baixo Reynolds. O S1223 RTL foi concebido com o objetivo de proporcionar elevados coeficientes de sustentação em baixas velocidades, apresentando excelente performance para

asas de aeromodelos que exigem alta eficiência em decolagem e pouso, além de estabilidade em voo. A sigla “RTL” significa *Right To Left*, indicando a orientação da análise durante os testes originais do perfil (Anderson, 2015).

A sua geometria assimétrica, com alto grau de curvatura e bordo de ataque bem arredondada, favorece a geração de sustentação mesmo em ângulos de ataque mais elevados, postergando o estol e garantindo maior controle da aeronave nessas condições críticas. Por essas razões, o S1223 RTL tornou-se uma escolha popular entre equipes de aerodesign e projetistas de aeronaves leves (Anderson, 2015).

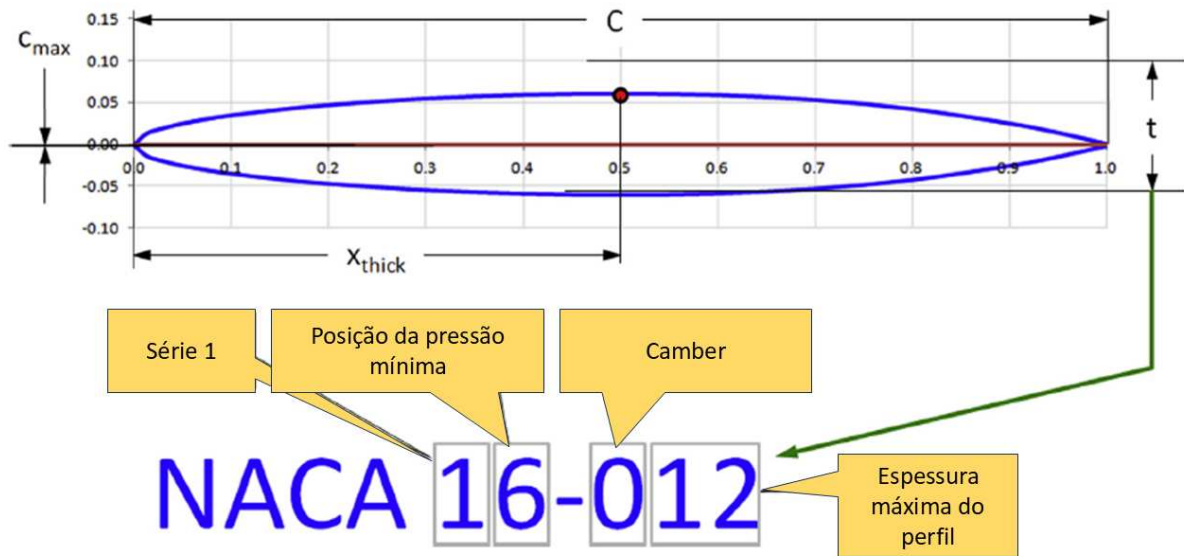
2.4.2 Perfis clássicos

Os perfis aerodinâmicos clássicos são formas de asas e superfícies aerodinâmicas que foram projetadas com base em princípios teóricos e experimentais para otimizar a eficiência aerodinâmica. Esses perfis são amplamente usados devido à sua confiabilidade e desempenho previsível, e muitos deles foram desenvolvidos durante as primeiras décadas da aviação moderna. O principal objetivo dos perfis aerodinâmicos clássicos é maximizar a sustentação enquanto minimizam o arrasto, o que é crucial para a eficiência de voo e a segurança da aeronave (Anderson, 2015).

Segundo Bilstein (1989), um dos conjuntos de perfis mais conhecidos e amplamente utilizados na aviação é a série NACA, desenvolvida pelo National Advisory Committee for Aeronautics, precursora da NASA (National Aeronautics and Space Administration). Os perfis NACA são projetados para atender a uma variedade de necessidades e condições de voo, e são classificados em várias famílias, cada uma com características distintas de sustentação, arrasto e comportamento em diferentes ângulos de ataque.

Os perfis da NACA Série 1, Figura 15, são identificados pelo código 1X-XXX, onde o número 1 indica que pertence a essa série, projetada para reduzir o arrasto através do controle da posição da pressão mínima. O número que vem em seguida, X, representa a posição da pressão mínima, expressa em décimos da corda. Já os três números finais, XXX, são divididos em duas partes: o primeiro corresponde ao máximo de curvatura (camber) do perfil, obtido dividindo-se esse valor por 10, e os últimos números indicam a espessura máxima do perfil, expressa em percentual da corda (Gudmundsson, 2014).

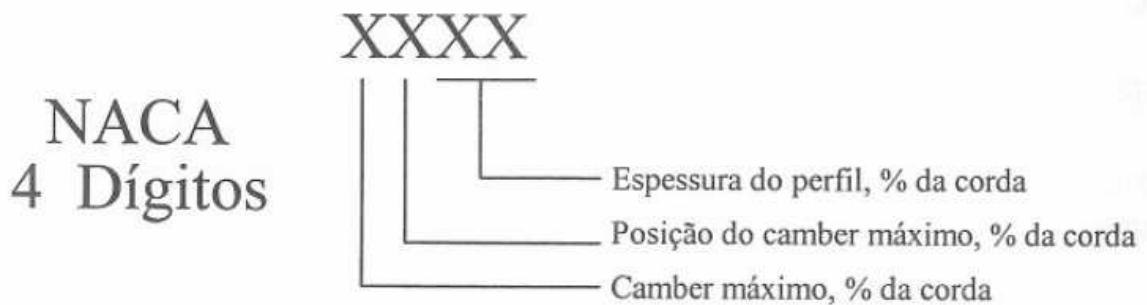
Figura 15 – NACA Série 1.



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2014)

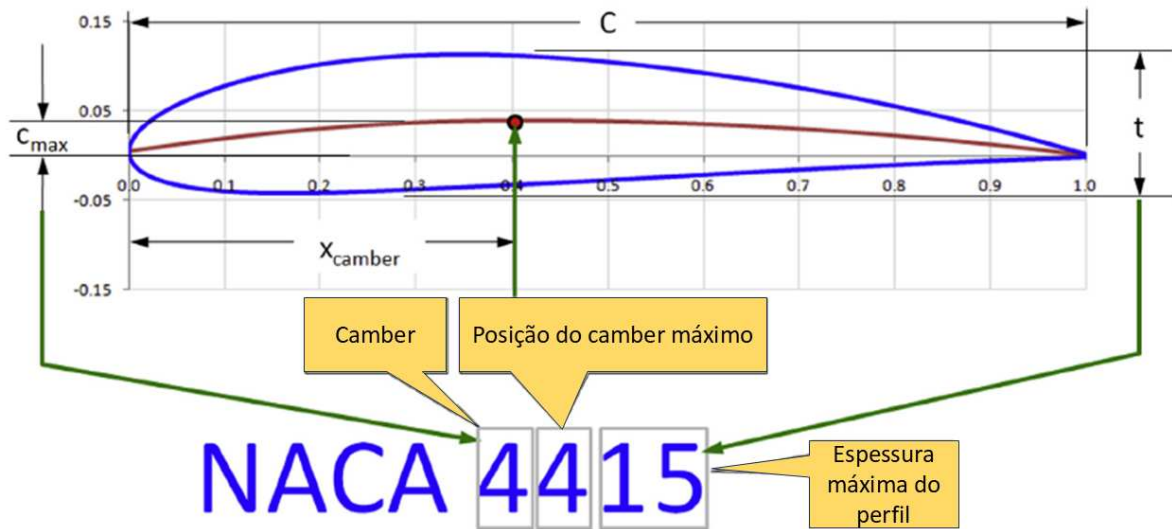
Anderson (2015) fala que a série NACA 4 dígitos, figuras 16 e 17, é uma das mais simples e populares. Os perfis dessa série são definidos por um código de quatro números. O primeiro número representa o máximo de curvatura do perfil, em percentual da corda da asa, o segundo número indica a posição da curvatura máxima, em décimos da corda da asa, e os dois últimos números representam a espessura máxima do perfil, também em percentual da corda.

Figura 16 – NACA 4 Dígitos.



Fonte: Rosa (2006)

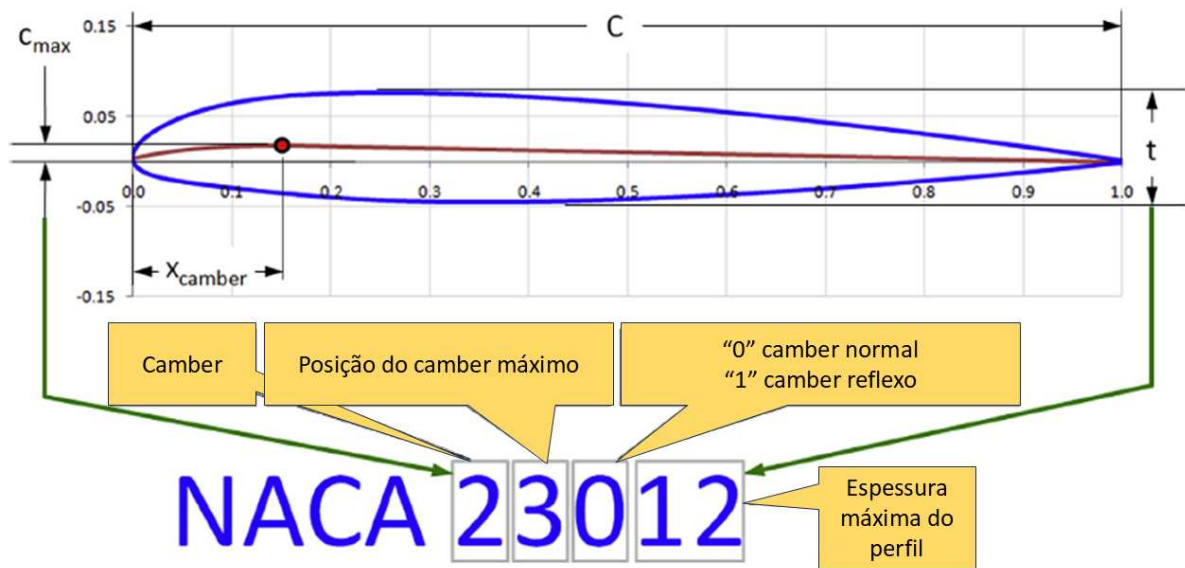
Figura 17 – Interpretação do perfil NACA 4 Dígitos.



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2014)

A série NACA 5 dígitos, Figura 18, foi projetada para melhorar a eficiência em velocidades mais altas e foi usada principalmente em aviões de maior desempenho. Os perfis dessa série são definidos por um código de cinco números. O primeiro número especifica a curvatura máxima do perfil, o segundo número indica a posição da curvatura máxima, o terceiro número indica se o perfil tem camber normal “0” ou se a linha de camber é curvada para cima (positiva) na parte frontal e depois se curva para baixo (negativa, ou "reflexa") na parte traseira, perto do bordo de fuga, sendo representado por “1”, e os dois últimos números especificam a espessura máxima do perfil (Gudmundsson, 2014).

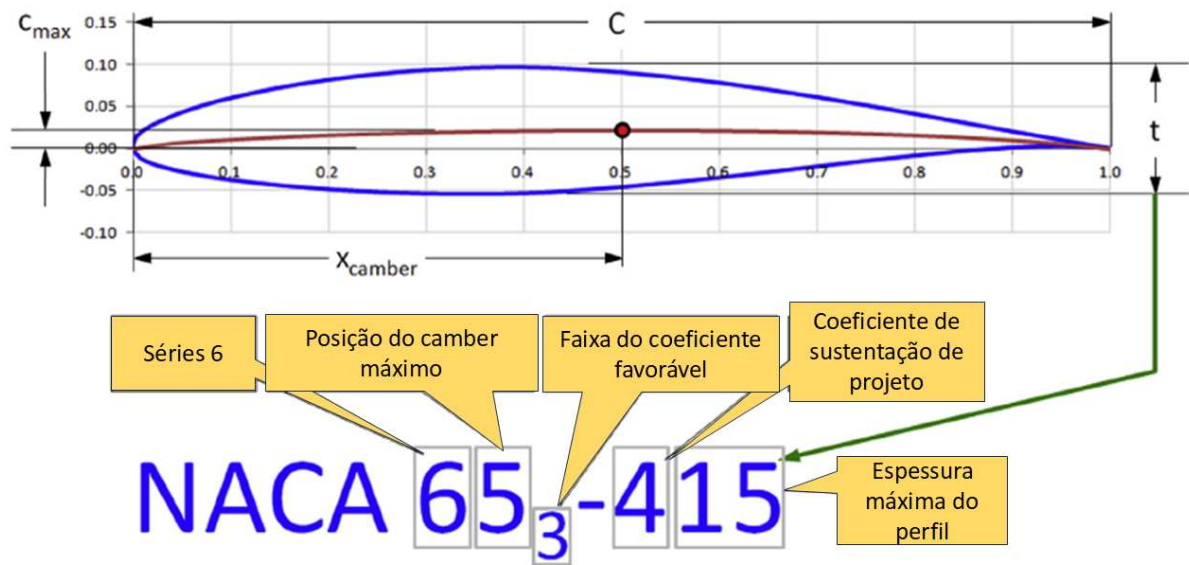
Figura 18 – NACA 5 Dígitos.



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2014)

Segundo Gudmundsson (2014), o NACA Séries 6, Figura 19, oferece perfis mais complexos e foi desenvolvida para melhorar o desempenho em condições mais específicas, como em aviões supersônicos. O número “6” indica que o perfil pertence à Série 6, caracterizada pela ênfase na redução do arrasto dentro de uma determinada faixa de c_l . Em seguida, o número “5” representa a posição do camber máximo, expressa em décimos da corda. O número subscrito “3” define a faixa do coeficiente de sustentação para a qual o perfil foi projetado para apresentar o menor c_d . Este valor também é dado em décimos. Na sequência, o número “4” indica o coeficiente de sustentação de projeto, sendo seu valor multiplicado por 10. No caso, isso significa que o c_l de projeto é 0,4. Os dois últimos números da sequência indicam a espessura máxima do perfil, expressa em percentual da corda.

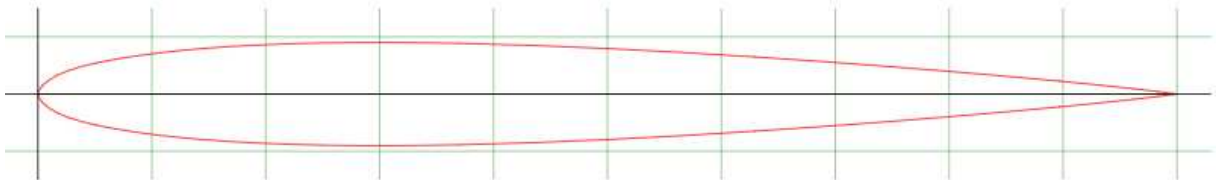
Figura 19 – Interpretação do perfil NACA Séries 6.



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2014)

2.4.2.1 NACA 0009

Figura 20 – Perfil NACA 0009.



Fonte: AirfoilTools (2025a)

De acordo com Abbott e Doenhoff (1959), o perfil NACA 0009, Figura 20, faz parte da série clássica NACA 4 dígitos, que se caracteriza por sua simplicidade e simetria. Neste sistema, os dois primeiros zeros indicam ausência de curvatura, tornando o perfil completamente simétrico; o número 09 indica que a espessura máxima do perfil corresponde a 9% da corda. Ou seja, o NACA 0009 é um perfil simétrico fino, ideal para superfícies de controle como empenagens e profundores, onde a simetria facilita manobras e oferece comportamento neutro ao longo do eixo de inclinação.

Apesar de sua simplicidade, os perfis NACA ainda são amplamente utilizados por sua documentação extensa, confiabilidade, e previsibilidade dos dados em softwares de simulação como o XFLR5. O NACA 0009, em particular, é comumente escolhido em projetos que requerem

estabilidade, leveza e resposta eficiente a comandos, características desejadas na empenagem de aeronaves radiocontroladas (Anderson, 2015).

2.5 Escoamento externo

O escoamento externo descreve o fluxo de um fluido sobre um corpo imerso. Sua característica mais importante é a formação de uma camada limite, uma fina região próxima à superfície onde os efeitos da viscosidade são dominantes e a velocidade do fluido varia de zero até a velocidade da corrente livre. O comportamento dessa camada limite, que pode ser laminar (organizado) ou turbulento (caótico), é determinado principalmente pelo número de Reynolds e pela geometria do corpo. Este fenômeno é fundamental na aerodinâmica, pois a natureza da camada limite e seu ponto de separação da superfície influenciam diretamente as forças de arrasto e sustentação que atuam sobre o corpo (Cengel; Cimbala, 2012).

2.6 Número de Reynolds

O número de Reynolds é um parâmetro adimensional que representa a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas em um escoamento. Ele é fundamental para a análise de escoamentos em aerodinâmica, pois ajuda a determinar se o fluxo de ar ao redor de um corpo é laminar ou turbulento. A fórmula para o número de Reynolds (Re) é dada por:

$$Re = \frac{(\rho \cdot V \cdot L)}{\mu} \quad (2.1)$$

, onde ρ é a densidade do fluido, V é a velocidade do escoamento, L é uma dimensão característica do corpo (como a corda de um aerofólio) e μ é a viscosidade dinâmica do fluido (Anderson, 2015).

A transição de um escoamento laminar para turbulento ocorre em um determinado valor de Re , conhecido como número de Reynolds crítico. Em um escoamento laminar, as partículas de fluido se movem em camadas paralelas, com pouca mistura entre elas. Já em um escoamento turbulento, o movimento das partículas é caótico e irregular, com a formação de vórtices e redemoinhos. O tipo de escoamento tem um impacto significativo nas forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto. Em geral, o arrasto de fricção é menor em um escoamento laminar, enquanto o arrasto de pressão é menor em um escoamento turbulento. A transição de

laminar para turbulento não ocorre de forma instantânea, mas sim em uma região de transição, onde o escoamento apresenta características de ambos os regimes (Anderson, 2015).

Para um mesmo perfil de aerofólio, o coeficiente de sustentação máximo (c_{lmax}) e o ângulo de estol podem variar significativamente com o Re . Em geral, para Re mais baixos, o c_{lmax} é menor e o estol ocorre em ângulos de ataque menores. Isso ocorre porque, em baixos Re , a camada limite é mais suscetível à separação do escoamento, o que leva à perda de sustentação. Por outro lado, em Re mais altos, a camada limite é mais energética e consegue se manter aderida à superfície do aerofólio por mais tempo, resultando em um c_{lmax} maior e um ângulo de estol mais elevado (Gudmundsson, 2014).

No contexto do projeto de aeronaves para a competição SAE BRASIL AeroDesign, o número de Reynolds é de extrema importância, pois as aeronaves operam em baixas velocidades e possuem pequenas dimensões, o que resulta em baixos Re . A seleção de perfis aerodinâmicos adequados para essa faixa de operação é crucial para o desempenho da aeronave. Perfis como o S1223 RTL são projetados especificamente para operar com alta eficiência em baixos Re , apresentando altos coeficientes de sustentação e baixos coeficientes de arrasto. A análise do comportamento dos perfis em diferentes Re é fundamental para a otimização do projeto e para garantir que a aeronave atinja os requisitos de desempenho da competição (Rodrigues, 2014).

2.7 Principais coeficientes e parâmetros aerodinâmicos

2.7.1 Asa

2.7.1.1 Envergadura

A envergadura (b), expressa em metros, é definida como a distância entre as pontas da asa. Segundo Rodrigues (2014), trata-se de uma das dimensões geométricas fundamentais da asa, influenciando diretamente o alongamento e o desempenho aerodinâmico.

2.7.1.2 Corda da raiz e corda da ponta

Corda da raiz (c_r) e a corda da ponta (c_t), ambas em metros, corresponde à distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga do perfil aerodinâmico. Rodrigues (2014) diz que esses valores permitem calcular a relação de afilamento da asa.

2.7.1.3 Comprimento do bordo de ataque e bordo de fuga

O comprimento do bordo de ataque (a_t) e o comprimento do bordo de fuga (f_g), ambos expressos em metros, são fornecidos pela equipe de projeto e utilizados para determinar a geometria tridimensional da asa.

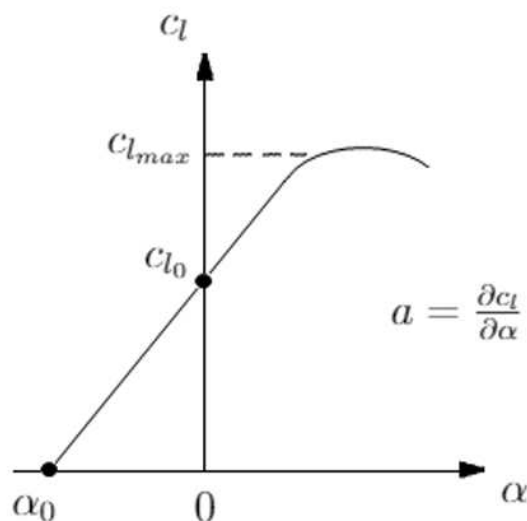
2.7.1.4 Coeficiente angular da curva de sustentação

O coeficiente angular da curva de sustentação, representado por (a_0) e expresso em unidades de sustentação por grau ($grau^{-1}$), refere-se à variação do c_l em função do ângulo de ataque. Rodrigues (2014) explica que o c_l cresce aproximadamente de forma linear para pequenos ângulos de ataque e depende diretamente da geometria do perfil e do Re , sendo normalmente obtido por softwares como o XFLR5.

2.7.1.5 Coeficiente de sustentação máxima e ângulo de estol

O coeficiente de sustentação máxima ($c_{l_{max}}$), representado na Figura 21, é um valor adimensional que representa o ponto máximo da curva de sustentação antes do estol. Rodrigues (2014) ilustra nas curvas $c_l \times \alpha$ que, após esse ponto, o aumento do ângulo de ataque provoca queda abrupta da sustentação devido à separação do escoamento. O ângulo de ataque correspondente a esse ponto denomina-se ângulo de estol, comumente expresso em graus ($^\circ$).

Figura 21 – Curva $c_l \times \alpha$ do perfil aerodinâmico.



Fonte: Maran (2021)

2.7.1.6 *Peso total*

O peso total da aeronave é representado pela letra W e sua unidade é o Newton (N). Ele é definido como a soma do peso da aeronave vazia e a carga paga máxima a ser carregada.

2.7.1.7 *Área da asa*

A área da asa, representada por S e expressa em metros quadrados (m^2), é calculada para asas trapezoidais pela seguinte expressão apresentada por Rodrigues (2014):

$$S = \frac{b(c_r + c_t)}{2} \quad (2.2)$$

Para o caso de asas mistas trapezoidais com afilamento nas pontas, a área é dada por:

$$S = \frac{(a_t + f_q)(c_r - c_t)}{2} + (b \cdot c_t) \quad (2.3)$$

2.7.1.8 *Alongamento*

O alongamento da asa, representado por AR e adimensional, é definido como:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.4)$$

De acordo com Rodrigues (2014), maiores valores de AR tendem a reduzir o arrasto induzido, aumentando a eficiência aerodinâmica.

2.7.1.9 *Afilamento*

A relação de afilamento, simbolizada por λ , é definida como a razão entre a corda na ponta e a corda na raiz, sendo expressa por:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.5)$$

Essa grandeza influencia o comportamento do estol ao longo da envergadura e o desempenho aerodinâmico global da asa (Rodrigues, 2014).

2.7.1.10 Corda média aerodinâmica e posição da CMA

A corda média aerodinâmica (CMA) é definida como a corda equivalente que, quando multiplicada pela área da asa, resulta no mesmo momento aerodinâmico total da asa real. Para asas trapezoidais, Rodrigues (2014) apresenta sua forma analítica como:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \cdot \left(\frac{1 + 2\lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (2.6)$$

A posição da CMA ao longo da semi-envergadura, indicada por Y_{med} e expressa em metros, é definida por (Rodrigues, 2014):

$$\bar{y} = \frac{b}{6} \cdot \left(\frac{1 + (2 \cdot \lambda)}{1 + \lambda} \right) \quad (2.7)$$

2.7.1.11 Área molhada

A área molhada, indicada por S_{wet} e expressa em metros quadrados (m²), corresponde à área total da superfície da asa exposta ao escoamento. Segundo Rodrigues (2014), a área molhada pode ser aproximada por:

$$S_{wet} = 2,22 \cdot S \quad (2.8)$$

2.7.1.12 Coeficiente de atrito

O coeficiente de atrito, indicado por C_F (adimensional), representa a parcela do arrasto associada aos efeitos de fricção viscosa na superfície da asa. Para regime laminar, Anderson (2015) define:

$$C_F = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \quad (2.9)$$

2.7.1.13 Coeficiente de arrasto parasita

O coeficiente de arrasto parasita, CD_0 , adimensional, representa a parcela do arrasto independente da sustentação. De acordo com Rodrigues (2014), ele é obtido por:

$$CD_0 = \frac{S_{wet}}{S} \cdot C_F \quad (2.10)$$

2.7.1.14 Coeficiente angular corrigido da asa

O coeficiente angular da asa, representado por a , corresponde à correção tridimensional aplicada ao coeficiente angular do perfil. Conforme Rodrigues (2014), é calculado por:

$$a = \frac{a_0}{1 + \left(\frac{57,3 \cdot a_0}{\pi \cdot e \cdot AR} \right)} \quad (2.11)$$

2.7.1.15 Coeficiente de Oswald

O coeficiente de Oswald, simbolizado por e_0 , adimensional, é um fator adimensional que mede a eficiência aerodinâmica real da asa em relação à ideal. Segundo Anderson (2015), o coeficiente de Oswald representa cerca de 75% do fator de eficiência de envergadura (e):

$$e_0 = 0,75 \cdot e \quad (2.12)$$

2.7.1.16 Constante de proporcionalidade

A constante de proporcionalidade (k), adimensional, é definida conforme a teoria da linha sustentadora apresentada por Rodrigues (2014):

$$k = \frac{1}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} \quad (2.13)$$

2.7.1.17 Coeficiente de sustentação ótimo

O coeficiente de sustentação ótimo, representado por C_L^* e adimensional, de acordo com Rodrigues (2014), refere-se ao ponto de máxima eficiência de sustentação de um perfil aerodinâmico, ou seja, a maior sustentação que pode ser gerada antes do início do estol. Esse coeficiente é determinado pela relação entre o arrasto parasita e a constante de proporcionalidade do arrasto induzido, sendo definido por:

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (2.14)$$

2.7.1.18 Coeficiente de arrasto total

O coeficiente de arrasto total (C_D^*) é um parâmetro adimensional que quantifica a resistência total do ar ao movimento da aeronave. Valores menores de C_D^* indicam melhor eficiência aerodinâmica, resultando em menor consumo energético e melhor desempenho em voo. Segundo Anderson (2015), o arrasto total pode ser obtido a partir da soma do arrasto parasita e do arrasto induzido:

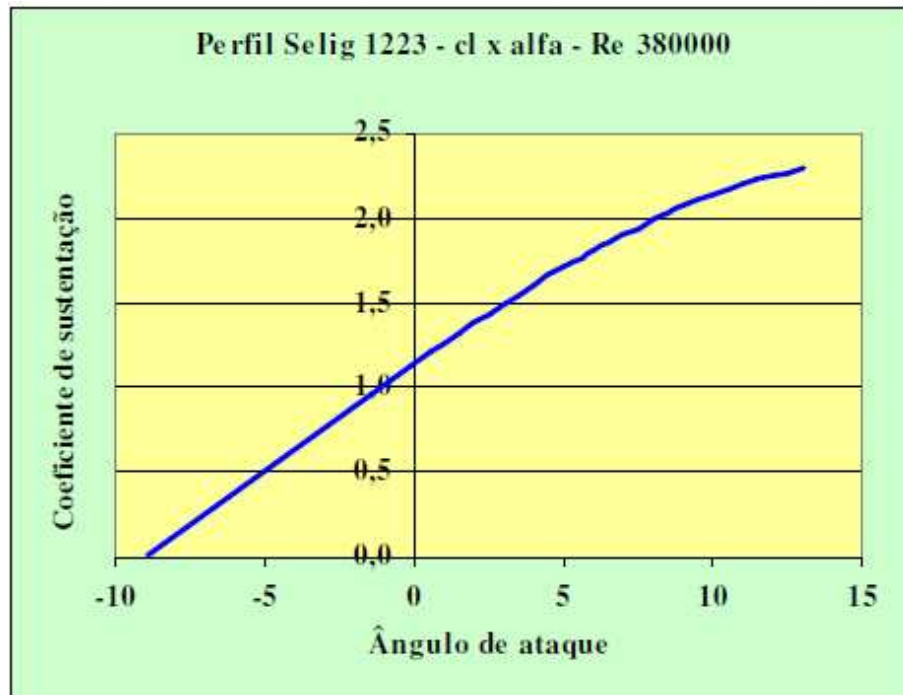
$$C_D^* = C_{D0} + K \cdot C_L^{*2} \quad (2.15)$$

2.7.1.19 Coeficiente angular da curva de sustentação e fator de eficiência de envergadura

O coeficiente angular da curva de sustentação, representado por a_0 e expresso em unidades de sustentação por grau ($grau^{-1}$), descreve a variação do c_l em função do ângulo de ataque. Conforme explica Rodrigues (2014), para pequenos ângulos de ataque o crescimento do c_l ocorre de forma aproximadamente linear, sendo influenciado pela geometria do perfil aerodinâmico e pelo número de Reynolds, sendo normalmente obtido por meio de softwares como o XFLR5.

O fator de eficiência de envergadura, simbolizado pela letra e , é uma grandeza adimensional que mede a eficiência tridimensional da asa real em comparação à asa elíptica ideal. Segundo Rodrigues (2014), esse parâmetro é fundamental no cálculo do coeficiente angular corrigido da asa finita, uma vez que reflete as perdas aerodinâmicas associadas aos efeitos de ponta de asa.

Para fins didáticos, o autor apresenta um exemplo comparativo entre a curva $c_l \times \alpha$ de um perfil bidimensional e a curva $c_l \times \alpha$ da asa correspondente. A Figura 22 exhibe a curva c_l do perfil Selig 1223 para $Re = 380000$. Considerando uma asa com alongamento $AR = 8$ e razão de afilamento $\lambda = 0,4$, o coeficiente angular equivalente da curva c_l pode ser determinado e comparado ao perfil para a região linear da curva.

Figura 22 – Perfil Selig 1223 - $c_l \times \alpha$ 

Fonte: Rodrigues (2014)

Para $\alpha = 5^\circ$ obtém-se $c_{l2} = 1,7$ e, para $\alpha = 2^\circ$, tem-se $c_{l1} = 1,4$. Portanto, o coeficiente angular da curva de sustentação é dado por:

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{c_{l2} - c_{l1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (2.16)$$

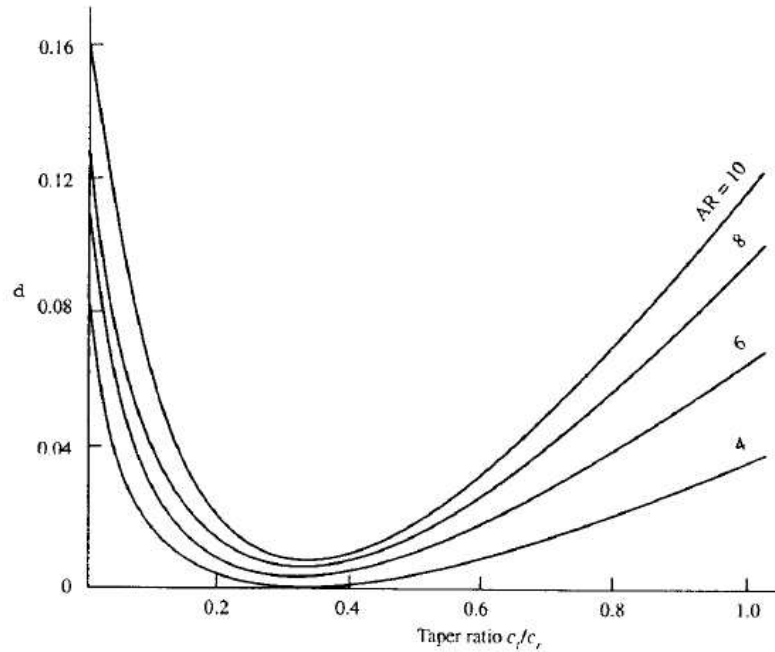
Substituindo os valores:

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{1,7 - 1,4}{5^\circ - 2^\circ}$$

$$a_0 = 0,100 \text{ grau}^{-1}$$

Conhecidos os valores do alongamento e da relação de afilamento, é possível determinar o fator de arrasto induzido e o fator de eficiência de envergadura a partir do gráfico:

Figura 23 – Determinação do fator de arrasto induzido δ .



Fonte: Rodrigues (2014)

A análise do gráfico da Figura 23 mostra que o fator de arrasto induzido para $AR = 8$ e $\lambda = 0,4$ é aproximadamente $\delta = 0,012$. Assim, utilizando a expressão para determinação do fator de eficiência de envergadura, tem-se:

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (2.17)$$

Substituindo o valor estimado:

$$e = \frac{1}{1 + 0,012}$$

$$e = 0,988$$

2.7.1.20 Velocidade de estol

Anderson (2015) diz que a velocidade de estol, representada por V_{estol} e expressa em metros por segundo (m/s), é obtida a partir da condição de equilíbrio de sustentação:

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{lmax}}} \quad (2.18)$$

2.7.1.21 Eficiência máxima

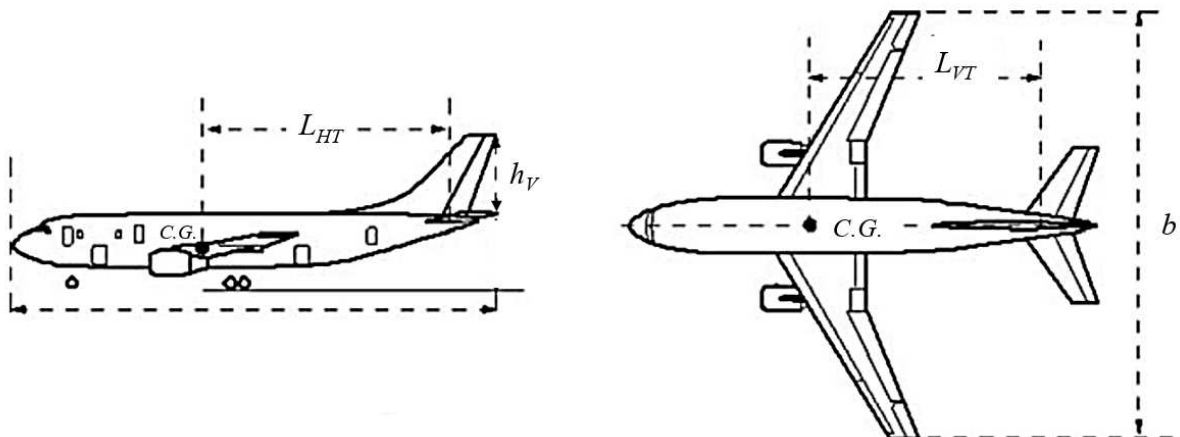
A eficiência aerodinâmica máxima, representada por E_{max} , corresponde ao ponto de maior desempenho aerodinâmico. De acordo com Rodrigues (2014), é definida como:

$$E_{max} = \frac{C_L^*}{C_D^*} \quad (2.19)$$

2.7.2 Empenagem

2.7.2.1 Distância entre o centro de gravidade do avião e o centro aerodinâmico da superfície horizontal e vertical da empenagem

Figura 24 – Representação de L_{HT} e L_{VT}



Fonte: Kundu (2010)

Obs.: HT – Horizontal Tail; VT – Vertical Tail.

A Figura 24, mostra que a distância entre o centro de gravidade (CG) da aeronave e o centro aerodinâmico (CA) da empenagem é L_{HT} para empenagem horizontal e L_{VT} para empenagem vertical. A altura do leme é representada por h_V . Todas essas medidas em metros. Segundo Rodrigues (2014), essa distância é um dos fatores mais influentes na estabilidade, pois determina o momento estático que a empenagem pode gerar. Quanto maior essa distância, aumenta a estabilidade, porém penaliza peso e pode exigir reforços estruturais.

2.7.2.2 Volume de cauda horizontal e vertical

O volume de cauda é um índice adimensional que relaciona a eficácia da empenagem às dimensões principais da asa. Esse parâmetro é amplamente utilizado no projeto preliminar de aeronaves e recomendado por Rodrigues (2014) para aeronaves de pequeno porte, como as empregadas na SAE BRASIL AeroDesign.

O volume de cauda horizontal é representado por V_{HT} e sua definição é dada por:

$$V_{HT} = \frac{L_{HT} \cdot S_{HT}}{\bar{c} \cdot S} \quad (2.20)$$

em que S_{HT} é a área da superfície horizontal da empenagem, \bar{c} é a corda média aerodinâmica da asa e S é a área total da asa.

De forma análoga, o volume de cauda vertical é representado por V_{VT} e definido como:

$$V_{VT} = \frac{L_{VT} \cdot S_{VT}}{b \cdot S} \quad (2.21)$$

onde S_{VT} é a área da superfície vertical da empenagem e b é a envergadura da asa.

Rodrigues (2014) afirma que os valores usuais para os volumes de cauda em aeronaves de pequeno porte encontram-se nas seguintes faixas:

$$0,35 \leq V_{HT} \leq 0,5$$

$$0,04 \leq V_{VT} \leq 0,06$$

Segundo Rodrigues (2014), as equações 2.20 e 2.21 tem como finalidade o cálculo de S_{HT} e S_{VT} . Os valores de L_{HT} , L_{VT} , V_{HT} e V_{VT} são adotados de acordo com a experiência do projetista e às necessidades do projeto em questão.

2.7.2.3 Área da empenagem horizontal e vertical

A área da empenagem é um dos parâmetros mais importantes na determinação da estabilidade. Segundo Rodrigues (2014), grandes áreas aumentam a força estabilizadora, mas penalizam o arrasto. S_{HT} é a área da empenagem horizontal e S_{VT} é a área da empenagem vertical, ambas em metros quadrados (m^2). Remodelando as equações 2.20 e 2.21, temos:

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} \cdot \bar{c} \cdot S}{l_{HT}} \quad (2.22)$$

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} \cdot b \cdot S}{l_{VT}} \quad (2.23)$$

2.7.2.4 Corda média aerodinâmica (CMA) da empenagem horizontal e vertical

De acordo com Rodrigues (2014), assim como na asa, a empenagem horizontal também possui corda média aerodinâmica, sendo dividida em:

- CMA da empenagem horizontal — \bar{c}_{HT} ;
- CMA da empenagem vertical — \bar{c}_{VT} .

Para a determinação de \bar{c}_{HT} , utiliza-se a corda na raiz da empenagem horizontal (c_{rh}) e a corda na ponta da empenagem horizontal (c_{th}), a partir das quais obtém-se a relação de afilamento:

$$\lambda_{HT} = \frac{c_{th}}{c_{rh}} \quad (2.24)$$

Assim, a CMA da empenagem horizontal é dada por:

$$\bar{c}_{HT} = \frac{2}{3} c_{rh} \cdot \left(\frac{1 + \lambda_{HT} + \lambda_{HT}^2}{1 + \lambda_{HT}} \right) \quad (2.25)$$

Para a empenagem vertical, utiliza-se a corda na raiz da empenagem vertical (c_{rv}) e a corda na ponta da empenagem vertical (c_{tv}), de modo que a relação de afilamento é dada por:

$$\lambda_{VT} = \frac{c_{tv}}{c_{rv}} \quad (2.26)$$

Substituindo, a CMA da empenagem vertical é dada por:

$$\bar{c}_{VT} = \frac{2}{3} c_{rv} \cdot \left(\frac{1 + \lambda_{VT} + \lambda_{VT}^2}{1 + \lambda_{VT}} \right) \quad (2.27)$$

2.7.2.5 Envergadura da empenagem horizontal e vertical

Para calcular a envergadura da empenagem horizontal (b_{HT}) e a envergadura da empenagem vertical (b_{VT}), Rodrigues (2014) apresenta as seguintes definições geométricas:

$$S_{VT} = b_{VT} \cdot \bar{c}_{VT} \quad (2.28)$$

$$S_{HT} = b_{HT} \cdot \bar{c}_{HT} \quad (2.29)$$

Sendo assim, as expressões para a determinação de b_{HT} e b_{VT} são:

$$b_{HT} = \frac{S_{HT}}{c_{HT}} \quad (2.30)$$

$$b_{VT} = \frac{S_{VT}}{c_{VT}} \quad (2.31)$$

3 METODOLOGIA

3.1 Ferramentas computacionais

3.1.1 *Airfoil Tools*

Airfoil Tools é um banco de dados online e uma ferramenta de análise que permite a visualização, comparação e simulação do desempenho aerodinâmico de uma vasta coleção de perfis aerodinâmicos. Utilizando o renomado motor de cálculo XFOIL, a plataforma gera gráficos precisos de como a sustentação e o arrasto de um perfil se comportam em diferentes ângulos de ataque e para um Número de Reynolds específico, sendo uma ferramenta confiável e essencial para estudantes e projetistas, especialmente em projetos de aeromodelismo e aeronaves leves (Airfoiltools, 2025b).

3.1.2 *XFLR5*

O XFLR5, é um software de análise e projeto de aeronaves de código aberto, amplamente utilizado no meio acadêmico e em competições como a SAE AeroDesign. Ele integra duas poderosas ferramentas de cálculo: o XFOIL, para análise de perfis aerodinâmicos em 2D, e métodos de análise tridimensional, como o Método do Vórtice Treliça (VLM) e o Método dos Painéis 3D, para avaliar o comportamento de asas e aeronaves completas (Silveira *et al*, 2025).

O programa permite que o projetista importe as coordenadas de um perfil, analise seu desempenho (sustentação, arrasto) em diferentes números de Reynolds e, em seguida, utilize esse perfil para projetar uma asa ou uma aeronave completa. Com o modelo 3D, o XFLR5 calcula as forças aerodinâmicas globais, os coeficientes de estabilidade e os pontos de equilíbrio, tornando-se uma ferramenta completa para as fases iniciais do projeto aerodinâmico, análise de desempenho e verificação da estabilidade estática de uma aeronave (Silveira *et al*, 2025).

3.1.3 *Python*

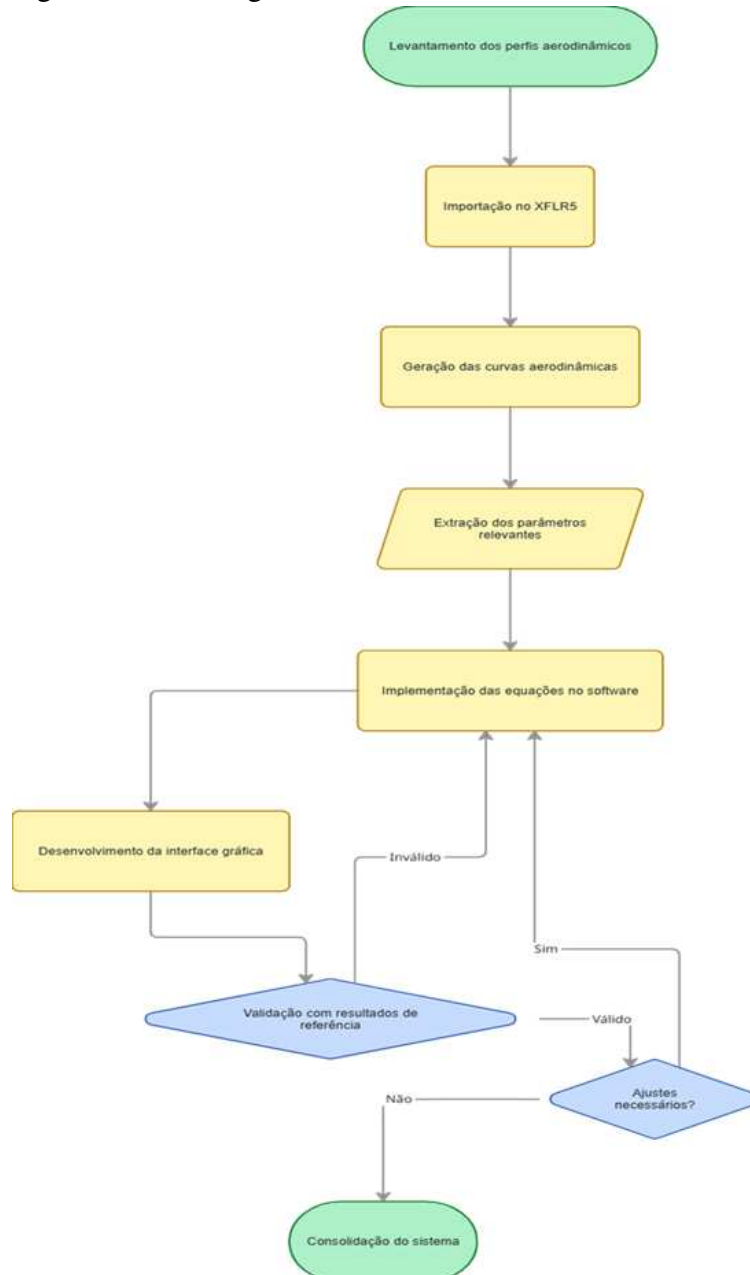
Python é uma linguagem de programação de alto nível, interpretada e de código aberto, conhecida por sua sintaxe simples e legível, que se assemelha à linguagem humana. É extremamente versátil e suporta múltiplos paradigmas de programação, como o orientado a objetos e o funcional. Graças à sua vasta biblioteca padrão e ao ecossistema de bibliotecas externas (como NumPy, Pandas, TensorFlow, Django e Flask), Python se tornou a linguagem

dominante em áreas como Ciência de Dados, Machine Learning, desenvolvimento web (back-end) e automação de tarefas (Python Software Foundation, 2025).

3.2 Fluxogramas

O fluxo metodológico adotado no trabalho pode ser representado conforme o esquema apresentado na Figura 25:

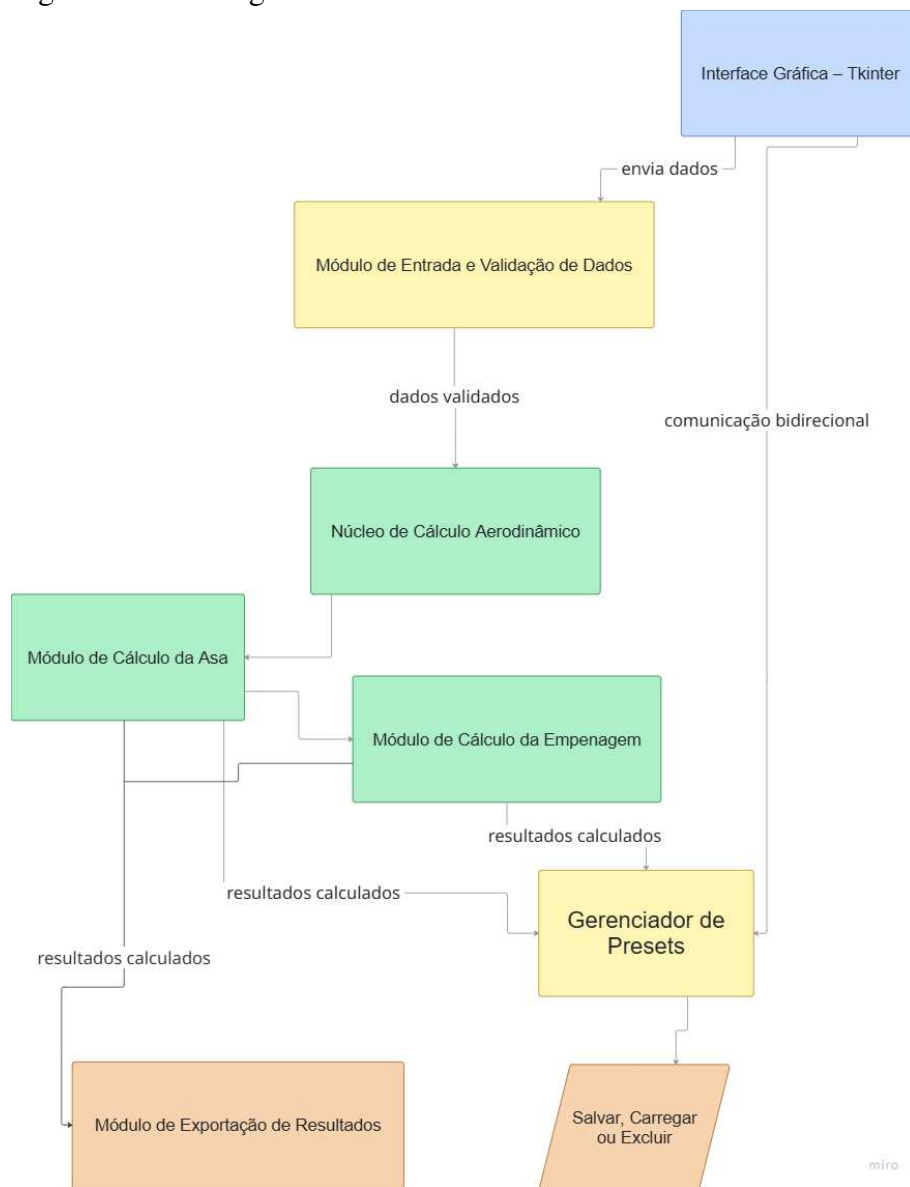
Figura 25 – Fluxograma do desenvolvimento do trabalho.



Fonte: Elaborada pelo autor.

O fluxo de funcionamento dos módulos do AeroCalc está representado na Figura 26

Figura 26 – Fluxograma dos módulos do AeroCalc.



Fonte: Elaborada pelo autor.

3.3 Definição dos parâmetros geométricos e aerodinâmicos do modelo computacional

Foram definidos os parâmetros considerados essenciais ao dimensionamento preliminar da asa e da empenagem, a partir de recomendações da literatura técnica da área de aerodesign e engenharia aeronáutica.

No módulo referente à asa, foram adotados como variáveis de entrada:

- Envergadura (b);
- Corda na raiz (cr);
- Corda na ponta (ct);
- Comprimento do bordo de ataque (at);

- Comprimento do bordo de fuga (fg);
- Número de Reynolds (Re);
- Coeficiente angular do perfil (a_0);
- Fator de eficiência de envergadura (e);
- Coeficiente de sustentação máximo (c_{lmax});
- Ângulo no c_{lmax} (α_{lmax});
- Peso total da aeronave (W).

No módulo referente à empenagem foram considerados:

- Distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem horizontal (L_{HT});
- Distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem vertical (L_{VT});
- Volume de cauda horizontal (V_{HT});
- Volume de cauda vertical (V_{VT});
- Cordas na raiz, na ponta e altura do leme;
- Cordas na raiz e na ponta da empenagem horizontal e vertical;

3.4 Considerações sobre a disponibilidade do código

O código-fonte completo do software desenvolvido neste trabalho não é apresentado integralmente neste documento por tratar-se de uma ferramenta de uso interno da equipe Aratinga Aerodesign, vinculada a atividades de projeto e competição. A divulgação total do código poderia comprometer estratégias técnicas e resultados futuros da equipe, além de envolver aspectos de propriedade intelectual.

Entretanto, todas as etapas metodológicas, modelos teóricos empregados, formulações matemáticas e procedimentos de cálculo implementados no software encontram-se devidamente descritos ao longo deste trabalho, de forma a assegurar a rastreabilidade técnica e a possibilidade de reprodução dos resultados por meios equivalentes.

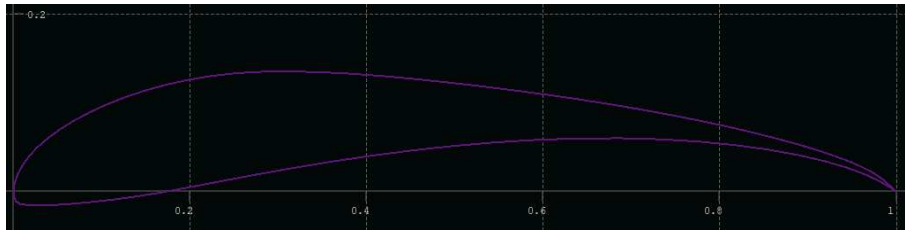
4 RESULTADOS

4.1 Procedimentos para coleta e preparação dos dados aerodinâmicos

A primeira etapa consistiu no levantamento das informações geométricas e aerodinâmicas referentes aos perfis aerodinâmicos adotados no projeto Aratinga Aerodesign, quais sejam: o perfil S1223 RTL para a asa principal e o perfil NACA 0009 para as superfícies de empenagem. As coordenadas dos contornos dos perfis foram obtidas no repositório digital Airfoil Tools, que fornece arquivos padronizados para utilização em softwares de análise aerodinâmica.

4.1.1 Procedimentos para S1223 RTL

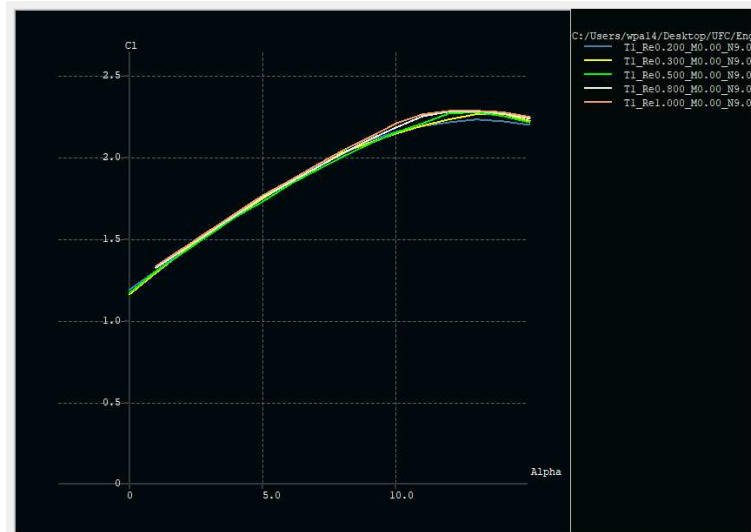
Figura 27 – Perfil S1223 RTL no XFLR5.



Fonte: Elaborada pelo autor.

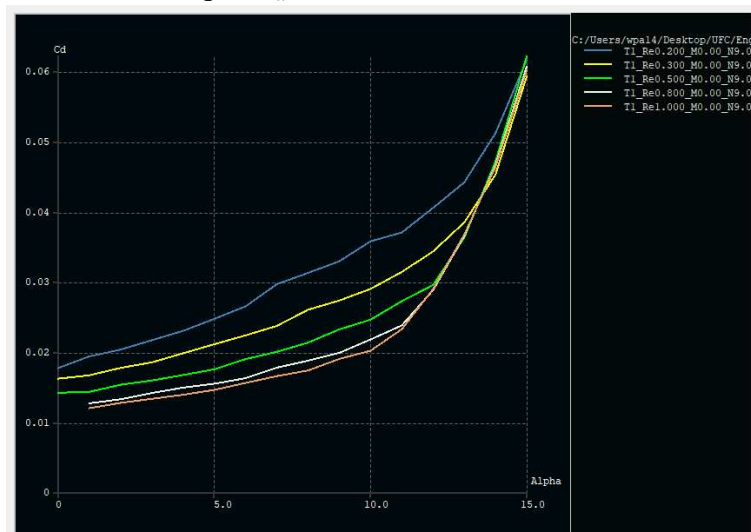
O arquivo contendo as coordenadas, apresentadas no Apêndice A, foi importado para o XFLR5, como mostra a Figura 27, no qual foram realizadas análises aerodinâmicas bidimensionais. Os resultados foram obtidos para faixas de Reynolds (200000, 300000, 500000, 800000 e 1000000), compatíveis com a escala de aeronaves de pequeno porte utilizadas em competições acadêmicas, e para a faixa do ângulo de ataque variando de 0 a 15 graus. Foram geradas as curvas polares de sustentação (Figura 28), arrasto (Figura 29) e eficiência (Figura 30):

Figura 28 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque ($c_l \times \alpha$)

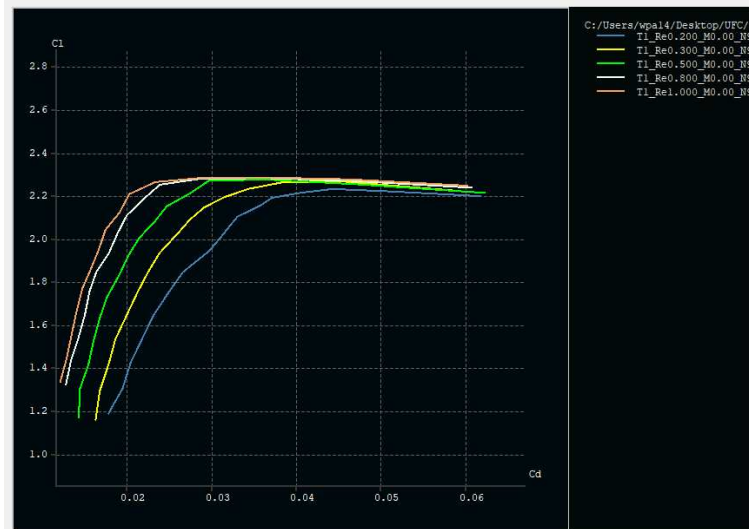


Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 29 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque ($c_d \times \alpha$)



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 30 – Polar ($c_l \times c_d$)

Fonte: Elaborada pelo autor.

Foi observado na Figura 30 que quanto maior é o número de Reynolds, maior é a razão c_l/c_d , ou seja, as curvas vão sendo deslocadas para a direita de acordo com a diminuição de Re . Com essas informações, é possível definir a eficiência aerodinâmica da asa.

O gráfico gerado para $Re = 500000$, apresenta o valor de $c_{l_{max}} = 2,2755$, como mostrado na Tabela 1. Isso indica uma asa com excelente desempenho, projetada para alta sustentação e que é utilizada pela equipe Aratinga Aerodesign.

Tabela 1 – Valores experimentais de c_l e c_d

c_l	c_d
1.1686	0.01427
1.3017	0.01440
1.4144	0.01541
1.5253	0.01601
1.6363	0.01679
1.7286	0.01760
1.8324	0.01906
1.9194	0.02009
2.0035	0.02141
2.0824	0.02329
2.1514	0.02467
2.2086	0.02731
2.2696	0.02961
2.2755	0.03634
2.2532	0.04719
2.2137	0.06218

Fonte: Elaborada pelo autor.

4.1.2 Procedimentos para NACA 0009.

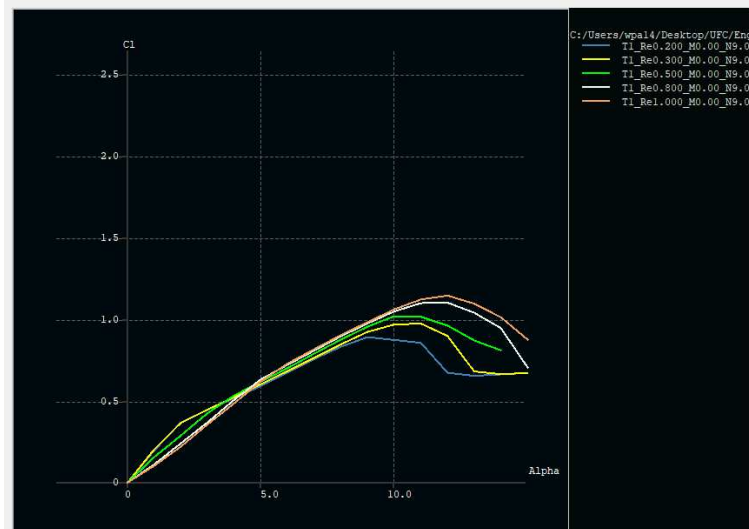
Figura 31 – Perfil NACA 0009 no XFLR5.



Fonte: Elaborada pelo autor.

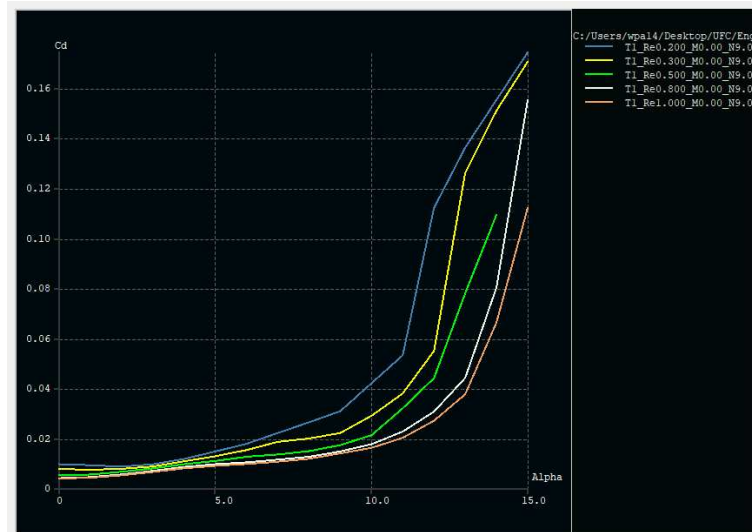
Os gráficos de sustentação (Figura 32), arrasto (Figura 33) e eficiência (Figura 34) gerados a seguir, para o perfil NACA 0009 no XFLR5, Figura 31, foram para as mesmas faixas de Re e ângulo de ataque do perfil S1223 RTL. Suas coordenadas encontram-se no Apêndice B.

Figura 32 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque ($c_l \times \alpha$)



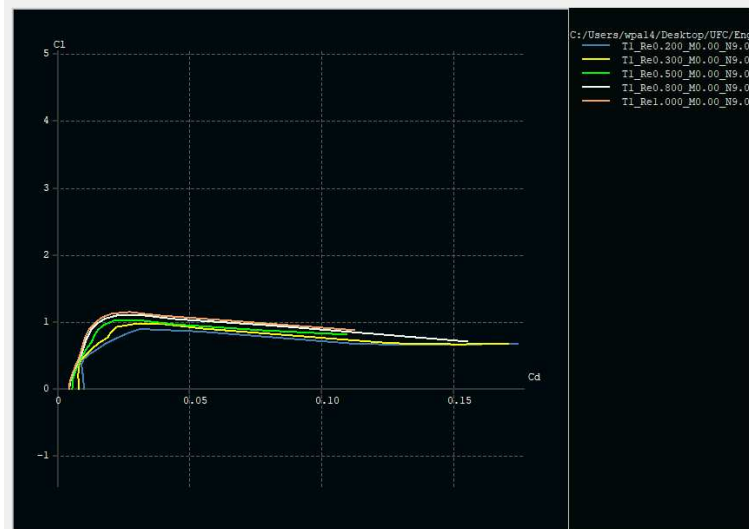
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 33 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque ($c_d \times \alpha$)



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 34 – Polar ($c_l \times c_d$)



Fonte: Elaborada pelo autor.

A partir dos gráficos, podemos fazer as seguintes análises:

- Perfis operando em Re mais altos apresentam melhor eficiência aerodinâmica para a faixa analisada.
- O perfil NACA 0009 apresenta maior capacidade de sustentar carga aerodinâmica em Re elevados.
- Para superfícies operando em baixos Re , o NACA 0009 perde eficiência aerodinâmica de forma significativa.

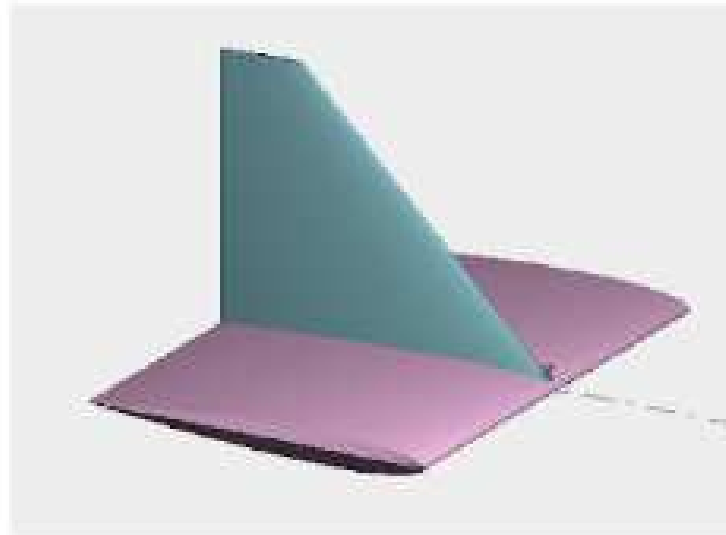
Para as condições normais de operação da aeronave analisada, a contribuição do

arrasto associado à empenagem com perfil NACA 0009 é pequena quando comparada ao arrasto produzido pela asa principal com perfil S1223 RTL, sendo, portanto, razoável tratá-la como desprezível na análise preliminar do desempenho global.

4.1.3 Geometria da empenagem

Quanto à geometria da empenagem, a equipe utiliza tipo T invertido, Figura 35, por melhor desempenho em estol e também por proporcionar uma maior distância entre o centro de pressão da asa e o profundor.

Figura 35 – Desenho 3D da empenagem no XFRL5



Fonte: Aratinga Aerodesign (2025)

A partir dessa geometria, podemos obter dimensões da empenagem necessárias para os cálculos.

4.2 Arquitetura do software desenvolvido

O AeroCalc foi implementado em linguagem Python, utilizando-se o módulo Tkinter para construção da interface gráfica, Figura 37, e bibliotecas auxiliares, Figura 36, para manipulação de dados e exportação de resultados. A arquitetura foi estruturada de forma modular, de modo a:

- Separar a camada de interface gráfica (GUI) do núcleo matemático do programa;
- Permitir a reutilização das rotinas de cálculo em futuras expansões;
- Facilitar manutenção, correção e documentação do código.

Figura 36 – Bibliotecas utilizadas no AeroCalc.

```
import math
import tkinter as tk
from tkinter import ttk, messagebox, simpledialog
import os
from datetime import datetime
from tkinter import filedialog
import json
BASE_DIR = os.path.dirname(os.path.abspath(__file__))
PRESETS_FILE = os.path.join(BASE_DIR, "presets.json")
```

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 37 – Trecho do código da interface gráfica do AeroCalc.

```
class AeroApp(ttk.Frame):
    def __init__(self, master):
        super().__init__(master)
        self.pack(fill="both", expand=True)
        master.title("AeroCalc")
        master.geometry("980x720")

        style = ttk.Style()
        style.configure("TButton", padding=6)
        style.configure("TEntry", padding=4)
        style.configure("TLabel", padding=2)

        nb = ttk.Notebook(self)
        nb.pack(fill="both", expand=True, padx=10, pady=10)

        self.tab_s1223 = ttk.Frame(nb)
        self.tab_naca = ttk.Frame(nb)
        self.tab_help = ttk.Frame(nb)
        self.tab_presets = ttk.Frame(nb)

        nb.add(self.tab_s1223, text="S1223 RTL (Asa)")
        nb.add(self.tab_naca, text="NACA 0009 (Empenagem)")
```

Fonte: Elaborada pelo autor.

A arquitetura geral do sistema foi organizada conforme os seguintes componentes:

a) Módulo de entrada de dados

Responsável pela leitura e tratamento dos valores inseridos (Figura 38) pelo usuário, incluindo:

- Validação numérica das entradas;
- Conversão de unidades, quando necessário;
- Prevenção de erros de execução decorrentes de valores inválidos.

Figura 38 – Inputs para S1223
RTL.

```
def calc_s1223(inputs):
    # validações básicas
    b = inputs["b"]
    cr = inputs["cr"]
    ct = inputs["ct"]
    at = inputs["at"]
    fg = inputs["fg"]
    Re = inputs["Re"]
    a0 = inputs["a0"]
    e = inputs["e"]
    CLm = inputs["CLmax"]
    W = inputs["W"]
```

Fonte: Elaborada pelo autor.

b) Funções utilitárias

Foi criado um conjunto de funções auxiliares, Figura 39, para:

- Conversão numérica segura;
- Validação de campos;
- Formatação de valores;
- Escrita em campos bloqueados.

Figura 39 – Funções utilitárias.

```
def f2(x):
    try:
        return float(x.replace(',','.'))
    except Exception:
        raise ValueError("Valor inválido")

def safe_get(entry):
    s = entry.get().strip()
    if s == "":
        return None
    return f2(s)

def set_text(widget, value):
    widget.config(state='normal')
    widget.delete(0, tk.END)
    widget.insert(0, value)
    widget.config(state='readonly')

def fmt(x, nd=6):
    try:
        return f"{x:.{nd}g}"
    except Exception:
```

Fonte: Elaborada pelo autor.

Essas funções evitam falhas de execução por entradas inválidas, permitem uso de vírgula decimal e garantem consistência de dados nos cálculos.

c) Implementação dos cálculos aerodinâmicos

Figura 40 – Cálculos que geram outputs.

```
# área da asa
S = (((at + fg) * (cr - ct)) / 2.0) + (b * ct)

# alongamento
AR = (b ** 2) / S

# afinamento
lam = ct / cr

# corda média aerodinâmica (CMA)
CMA = (2.0/3.0) * cr * ((1 + lam + lam**2) / (1 + lam))

# posição da CMA
Ymed = (b / 6.0) * ((1 + 2*lam) / (1 + lam))

# área molhada
Swet = 2.22 * S

# coeficiente de atrito
CF = 1.328 / math.sqrt(Re)
```

Fonte: Elaborada pelo autor.

Cada equação utilizada, como exemplo na Figura 40, é fundamentada em aerodinâmica clássica.

d) Interface gráfica

A Figura 41 apresenta a interface gráfica da primeira aba do AeroCalc, onde são realizados os cálculos para a asa.

Figura 41 – Aba 'S1223 RTL'.

Fonte: Elaborada pelo autor.

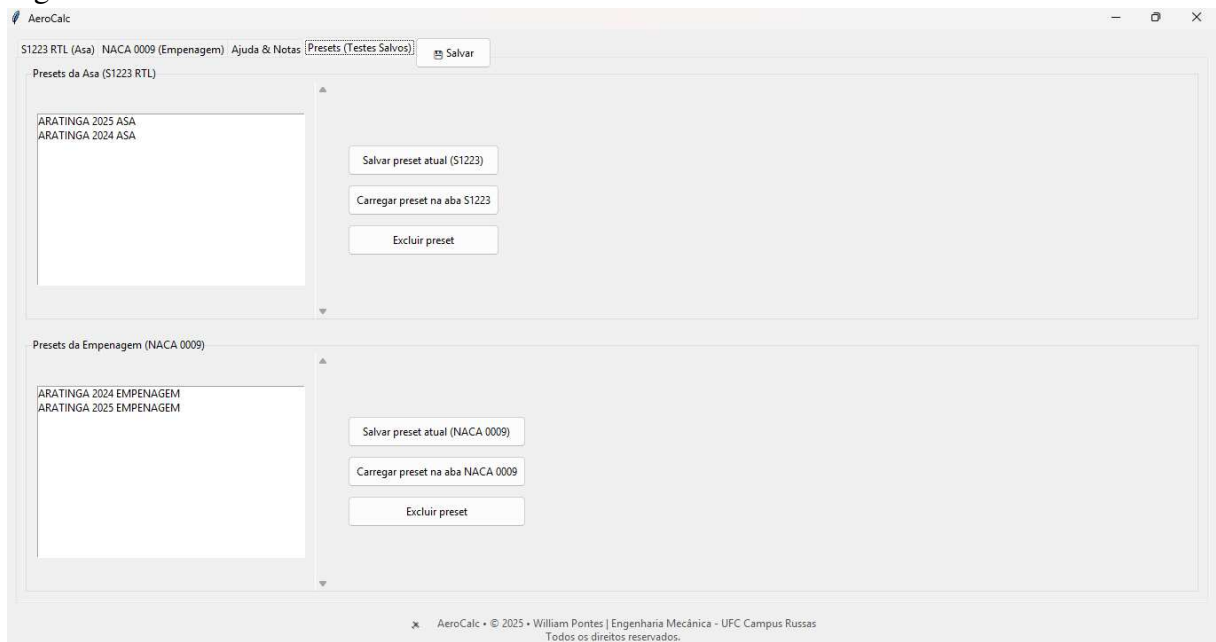
Os parâmetros foram organizados de modo a permitir integração entre os módulos da asa e da empenagem, garantindo coerência geométrica e funcional, como mostrado na Figura 42, que b , S e CMA podem ser trazidos automaticamente da aba 'S1223 RTL'.

Figura 42 – Aba 'NACA 0009'.

Fonte: Elaborada pelo autor.

A seguir, a Figura 43 mostra a interface gráfica da aba de gerenciamento de testes salvos.

Figura 43 – Aba 'Presets' — Gerenciamento de testes.



Fonte: Elaborada pelo autor.

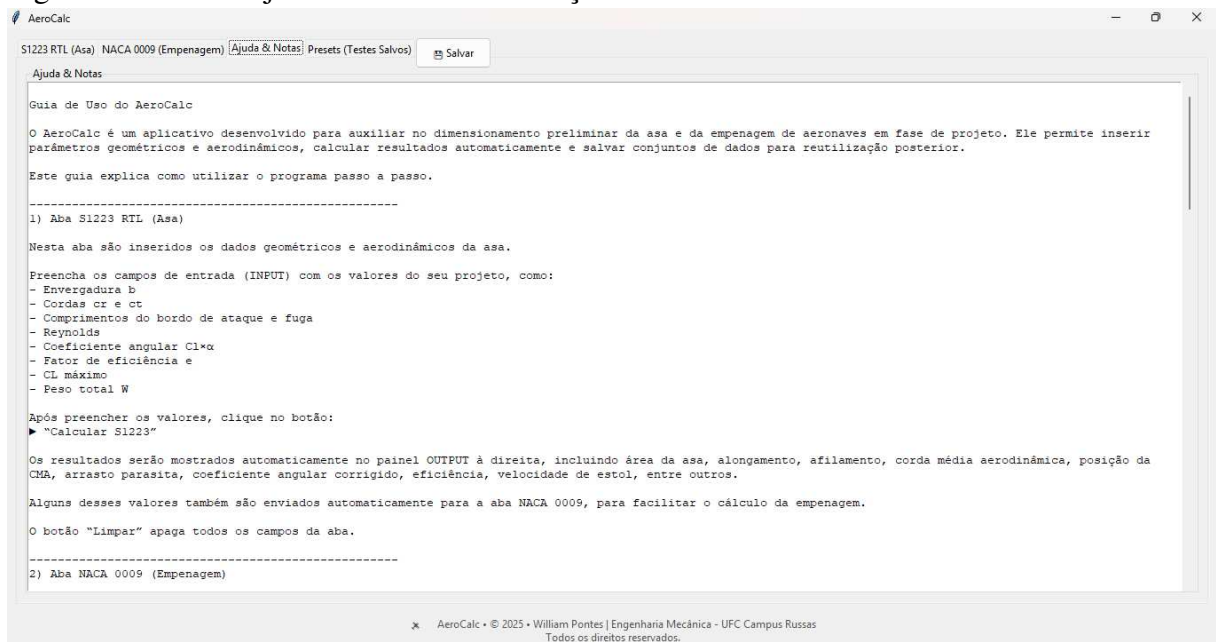
O gerenciamento de presets permite:

- Salvar configurações de cálculo;
- Armazenar casos de teste;
- Carregar projetos previamente definidos.

Os dados são gravados em arquivo JSON local.

Na Figura 44, tem-se a aba "Ajudas & Notas", onde apresentam-se instruções de uso do AeroCalc.

Figura 44 – Aba 'Ajuda & Notas' — Instruções de uso.



Fonte: Elaborada pelo autor.

e) Módulo de exportação de resultados

A Figura 45 representa a exportação dos resultados implementados com suporte a:

- Geração de planilhas Excel (.xlsx);
- Organização dos resultados em abas por perfis;
- Registro simultâneo de entradas e saídas.

Figura 45 – Exemplo de salvamento em planilha

Variável	Valor
Envergadura -b- [m]	2.2
Corda na Raiz -cr- [m]	0.45
Corda na Ponta -ct- [m]	0.3
Comp. Bordo de Ataque -at- [m]	2.2
Comp. Bordo de Fuga -fg- [m]	1.4
Reynolds -Re-	500000
Coef. Angular Cl_{α} -a0-	0.0765
Fator de Eficiência de Enverg. -e-	0.96154
Coef. Sustentação Máxima -CLmax-	1.98495
Ângulo no CLmax [°]	10.5
Peso Total -W- [N]	186.39

Fonte: Elaborada pelo autor.

4.3 Validação

Neste tópico são apresentados os resultados provenientes da aplicação do software AeroCalc aos dados geométricos e aerodinâmicos da aeronave da equipe Aratinga Aerodesign, referentes às versões dos projetos desenvolvidos nos anos de 2024 e 2025. Os resultados obtidos por meio do software foram comparados com os valores fornecidos pela própria equipe, bem como com os resultados provenientes das análises realizadas no XFLR5 e nos relatórios internos do projeto.

4.3.1 Resultados para a asa

As tabelas 2 e 3 apresentam os dados de entrada para a asa no projeto Aratinga de 2024 e 2025, respectivamente.

Tabela 2 – Parâmetros de entrada da asa utilizados no projeto em 2024.

Variável	Valor
Envergadura	2,20
Corda na raiz	0,45
Corda na ponta	0,30
Comprimento do bordo de ataque	2,20
Comprimento do bordo de fuga	1,40
Número de Reynolds	500000
Coefficiente angular (a_0)	0,0765
Fator de eficiência de envergadura	0,9615
Coefficiente de sustentação máxima	1,98495
Ângulo no c_{lmax}	10,50
Peso total	186,39

Fonte: Aratinga Aerodesign (2024)

Tabela 3 – Parâmetros de entrada da asa utilizados no projeto em 2025.

Variável	Valor
Envergadura	2,50
Corda na raiz	0,60
Corda na ponta	0,30
Comprimento do bordo de ataque	2,50
Comprimento do bordo de fuga	1,40
Número de Reynolds	500000
Coefficiente angular (a_0)	0,0751
Fator de eficiência de envergadura	0,96154
Coefficiente de sustentação máxima	1,98495
Ângulo no c_{lmax}	10,50
Peso total	186,39

Fonte: Aratinga Aerodesign (2025)

Em seguida, na Tabela 4, o mesmo conjunto de dados da Tabela 2 foi processado no AeroCalc, gerando automaticamente os valores de saída e comparado com os valores de saída do Aratinga em 2024:

Tabela 4 – Comparação dos parâmetros de saída da asa — AeroCalc e Aratinga 2024

Variável	AeroCalc	Aratinga 2024
Área da asa	0,93	0,930
Alongamento	5,2043	5,2043
Afilamento	0,666667	0,666666667
CMA	0,38	0,43
Posição da CMA	0,513333	0,513333333
Área molhada	2,0646	2,0646
Coefficiente de atrito	0,001878	0,001878076
Coefficiente de arrasto parasita	0,004169	0,004169328
Coefficiente angular corrigido	0,05982	0,059820397
Coefficiente de Oswald	0,721155	0,721155
Constante	0,084812	0,08481235
Coefficiente de sustentação ótimo	0,221719	0,221719288
Coefficiente de arrasto total	0,008339	NÃO HÁ DADOS
Velocidade de estol	13,19414	13,19413877
Eficiência máxima	26,5893	NÃO HÁ DADOS

Fonte: Autor (2025)

O mesmo foi feito na Tabela 5 para comparar os valores de saída de asa do projeto

Aratinga em 2025.

Tabela 5 – Comparação dos parâmetros de saída da asa — AeroCalc e Aratinga 2025.

Variável	AeroCalc	Aratinga 2025
Área da asa	1,335	1,335
Alongamento	4,68165	4,68165
Afilamento	0,50	0,50
CMA	0,466667	0,57
Posição da CMA	0,555556	0,555556
Área molhada	2,9637	2,9637
Coefficiente de atrito	0,00187808	0,00187808
Coefficiente de arrasto parasita	0,00416933	0,00416933
Coefficiente angular corrigido	0,0575795	0,0575795
Coefficiente de Oswald	0,721155	0,721155
Constante	0,0942807	0,0942807
Coefficiente de sustentação ótimo	0,210291	0,210291
Coefficiente de arrasto total	0,00833866	<i>NÃO HÁ DADOS</i>
Velocidade de estol	11,01239774	11,012398
Eficiência máxima	25,2189	<i>NÃO HÁ DADOS</i>

Fonte: Autor (2025)

A única diferença observada nos resultados da asa refere-se à CMA. Essa discrepância não decorre de erro matemático, mas sim de diferença de metodologia.

No AeroCalc, a CMA é calculada pela expressão analítica clássica para asas trapezoidais (Equação 2.6).

Essa abordagem é amplamente utilizada em análises preliminares e é formalmente recomendada em referências de aerodinâmica e projeto de aeronaves.

Já a equipe Aratinga optou por utilizar o valor exportado diretamente do software XFLR5, o qual leva em conta discretizações numéricas da geometria da asa e distribuição de cordas, podendo resultar em pequenas variações em relação ao modelo analítico.

Algumas variáveis não puderam ser comparadas devido à ausência de dados nos relatórios oficiais do Aratinga, tais como:

- Coeficiente de arrasto total;
- Eficiência aerodinâmica máxima.

Essas grandezas não foram calculadas pela equipe, sendo o AeroCalc a única fonte disponível.

A seguir, as figuras 46 e 47 mostram os resultados de asa, para cada ano, diretamente do AeroCalc.

Figura 46 – Resultados da asa no AeroCalc 2024

The screenshot shows the AeroCalc 2024 interface with the following data:

Entradas (INPUT)		Resultados (OUTPUT)	
Envergadura -b- [m]	2.2	Área da Asa -S- [m ²]	0.93
Corda na Raiz -cr- [m]	0.45	Alongamento -AR- [-]	5.2043
Corda na Ponta -ct- [m]	0.3	Afilamento -λ-	0.666667
Comp. Bordo de Ataque -at- [m]	2.2	Corda Média Aerodinâmica -CMA- [m]	0.38
Comp. Bordo de Fuga -fg- [m]	1.4	Posição da Corda Média Aerodinâmica -Ymed- [m]	0.513333
Reynolds -Re-	500000	Área Molhada -Swet- [m ²]	2.0646
Coefficiente Angular Cl_{α} -a0- (XFLR5)	0.0765	Coef. de Atrito -CF-	0.00187808
Fator de Eficiência de Envergadura -e- (Gráfico do Livro do Miranda)	0.96154	Coef. de Arrasto Parasita -CD0-	0.00416933
Coefficiente de Sustentação Máxima -CLmax-	1.98495	Coef. Angular Corrigido -a-	0.0598204
Ângulo no CLmax -Alfa_L=0- [°] (XFLR5)	10.5	Coefficiente de Oswald -e0-	0.721155
Peso Total -W- [N]	186.39	Constante -k-	0.0848123
<input type="button" value="Calcular S1223"/> <input type="button" value="Limpar"/>		Coefficiente de Sustentação Ótimo -CL-	0.221719
		Coefficiente de Arrasto -CD-	0.00833866
		Velocidade de Estol -V_est- [m/s]	13.1941
		Eficiência Máxima -Emax-	26.5893

AeroCalc • © 2025 • William Pontes | Engenharia Mecânica - UFC Campus Russas
Todos os direitos reservados.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 47 – Resultados da asa no AeroCalc 2025

The screenshot shows the AeroCalc 2025 interface with the following data:

Entradas (INPUT)		Resultados (OUTPUT)	
Envergadura -b- [m]	2.5	Área da Asa -S- [m ²]	1.335
Corda na Raiz -cr- [m]	0.6	Alongamento -AR- [-]	4.68165
Corda na Ponta -ct- [m]	0.3	Afilamento -λ-	0.5
Comp. Bordo de Ataque -at- [m]	2.5	Corda Média Aerodinâmica -CMA- [m]	0.466667
Comp. Bordo de Fuga -fg- [m]	1.4	Posição da Corda Média Aerodinâmica -Ymed- [m]	0.555556
Reynolds -Re-	500000	Área Molhada -Swet- [m ²]	2.9637
Coefficiente Angular Cl_{α} -a0- (XFLR5)	0.0751	Coef. de Atrito -CF-	0.00187808
Fator de Eficiência de Envergadura -e- (Gráfico do Livro do Miranda)	0.96154	Coef. de Arrasto Parasita -CD0-	0.00416933
Coefficiente de Sustentação Máxima -CLmax-	1.98495	Coef. Angular Corrigido -a-	0.0575795
Ângulo no CLmax -Alfa_L=0- [°] (XFLR5)	10.5	Coefficiente de Oswald -e0-	0.721155
Peso Total -W- [N]	186.39	Constante -k-	0.0942807
<input type="button" value="Calcular S1223"/> <input type="button" value="Limpar"/>		Coefficiente de Sustentação Ótimo -CL-	0.210291
		Coefficiente de Arrasto -CD-	0.00833866
		Velocidade de Estol -V_est- [m/s]	11.0124
		Eficiência Máxima -Emax-	25.2189

AeroCalc • © 2025 • William Pontes | Engenharia Mecânica - UFC Campus Russas
Todos os direitos reservados.

Fonte: Elaborada pelo autor.

4.3.2 Resultados para a empenagem

As tabelas 6 e 7 apresentam os dados de entrada para a empenagem no projeto Aratinga de 2024 e 2025, respectivamente.

Tabela 6 – Parâmetros de entrada da empenagem utilizados no projeto em 2024

Variável	Valor
Distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem horizontal	0,80
Distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem vertical	0,425
Volume de cauda horizontal	0,83
Volume de cauda vertical	0,05
Corda na raiz do leme	0,40
Corda na ponta do leme	0,10
Altura do leme	0,35
Corda na raiz da empenagem horizontal	0,40
Corda na ponta da empenagem horizontal	0,10
Corda na raiz da empenagem vertical	0,40
Corda na ponta da empenagem vertical	0,10
Envergadura (da aba 'S1223 RTL')	2,20
Área da asa (da aba 'S1223 RTL')	0,93
CMA (da aba 'S1223 RTL')	0,43

Fonte: Aratinga Aerodesign (2024).

Tabela 7 – Parâmetros de entrada da empenagem utilizados no projeto em 2025

Variável	Valor
Distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem horizontal	0,90
Distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem vertical	0,425
Volume de cauda horizontal	1
Volume de cauda vertical	0,05
Corda na raiz do leme	0,50
Corda na ponta do leme	0,10
Altura do leme	0,35
Corda na raiz da empenagem horizontal	0,50
Corda na ponta da empenagem horizontal	0,50
Corda na raiz da empenagem vertical	0,50
Corda na ponta da empenagem vertical	0,10
Envergadura (da aba 'S1223 RTL')	2,50
Área da asa (da aba 'S1223 RTL')	1,335
CMA (da aba 'S1223 RTL')	0,57

Fonte: Aratinga Aerodesign (2025).

Em seguida, o mesmo conjunto de dados, com ressalva à CMA, que utilizou o valor 0,38m no AeroCalc para 2024 e 0,466667m para 2025, foi processado, gerando automaticamente os valores de saída de empenagem para o ano de 2024 (Tabela 8) e 2025 (Tabela 9):

Tabela 8 – Comparativo entre os dados de saída da empenagem do projeto de 2024.

Variável	AeroCalc	Aratinga Aerodesign 2024
Área empenagem horizontal	0,187744	0,209143573
Área empenagem vertical	0,123253	0,123253
Afilamento empenagem horizontal	1	NÃO HÁ DADOS
Afilamento empenagem vertical	0,25	NÃO HÁ DADOS
CMA empenagem horizontal	0,40	NÃO HÁ DADOS
CMA empenagem vertical	0,28	NÃO HÁ DADOS

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 9 – Comparativo entre os dados de saída da empenagem do projeto de 2025.

Variável	AeroCalc	Aratinga Aerodesign 2025
Área empenagem horizontal	0,294195	0,360683
Área empenagem vertical	0,167	0,167
Afilamento empenagem horizontal	1	NÃO HÁ DADOS
Afilamento empenagem vertical	0,20	NÃO HÁ DADOS
CMA empenagem horizontal	0,50	NÃO HÁ DADOS
CMA empenagem vertical	0,344444	NÃO HÁ DADOS

Fonte: Elaborada pelo autor.

Observa-se pequena diferença na área da empenagem horizontal, associada à divergência do valor de CMA anteriormente discutida.

Ou seja, a diferença não está associada ao modelo do software, mas sim ao valor de entrada da CMA.

O AeroCalc recalcula a área com base na equação clássica 2.22.

Mais uma vez, trata-se de diferença metodológica e não de inconsistência matemática.

Algumas grandezas adicionais calculadas pelo software não puderam ser comparadas, tais como:

- Afilamento da empenagem horizontal e vertical;

- CMA da empenagem horizontal e vertical.

Isso ocorre porque essas grandezas não foram explicitadas nos relatórios analisados pela equipe.

O AeroCalc, por outro lado, fornece tais parâmetros automaticamente, ampliando o conjunto de informações disponíveis ao usuário.

A seguir, as figuras 48 e 49 mostram os resultados de empenagem, para cada ano, diretamente do AeroCalc.

Figura 48 – Resultados da empenagem no AeroCalc 2024.

The screenshot displays the AeroCalc 2024 software interface. The window title is "AeroCalc" and the file name is "S1223 RTL (Asa) | NACA 0009 (Empenagem)". The interface is divided into two main sections: "Entradas (INPUT)" on the left and "Resultados (OUTPUT)" on the right. Below the input section are buttons for "Calcular NACA 0009" and "Limpar".

Entradas (INPUT)		Resultados (OUTPUT)	
Dist. Entre CAs (Asa-Cauda Horizontal) -Lht- [m]	0.8	Área Empenagem Horizontal -Sht- [m ²]	0.187744
Volume de Cauda Horizontal -VHT-	0.425	Área Empenagem Vertical -Svt- [m ²]	0.123253
Dist. Entre CAs (Asa-Cauda Vertical) -Lvt- [m]	0.83	Afilamento Emp. Horizontal -λ_emph-	1
Volume de Cauda Vertical -VVT-	0.05	Afilamento Emp. Vertical -λ_empv-	0.25
Corda na Raiz do Leme -C_raiz- [m]	0.4	Corda Média Aerodinâmica Emp. Horizontal -CHT- [m]	0.4
Corda na Ponta do Leme -C_leme- [m]	0.1	Corda Média Aerodinâmica Emp. Vertical -CVT- [m]	0.28
Altura do Leme -A_leme- [m]	0.35		
Corda na Raiz Emp. Horizontal -Crh- [m]	0.4		
Corda na Ponta Emp. Horizontal -Cth- [m]	0.4		
Corda na Raiz Emp. Vertical -Crv- [m]	0.4		
Corda na Ponta Emp. Vertical -Ctv- [m]	0.1		
(b, S e CMA Podem Ser Trazidos da Aba S1223)			
Envergadura da Asa -b- [m]	2.2		
Área da Asa -S- [m ²]	0.93		
Corda média -CMA- [m]	0.38		

Footer: AeroCalc • © 2025 • William Pontes | Engenharia Mecânica - UFC Campus Russas
Todos os direitos reservados.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 49 – Resultados da empenagem no AeroCalc 2025.

AeroCalc

S1223 RTL (Asa) NACA 0009 (Empenagem) Ajuda & Notas Presets (Testes Salvos) Salvar

Entradas (INPUT)

Dist. Entre CAs (Asa-Cauda Horizontal) -Lht- [m]	0.9
Volume de Cauda Horizontal -VHT-	0.425
Dist. Entre CAs (Asa-Cauda Vertical) -Lvt- [m]	1
Volume de Cauda Vertical -VVT-	0.05
Corda na Raiz do Leme -C_raiz- [m]	0.5
Corda na Ponta do Leme -C_leme- [m]	0.1
Altura do Leme -A_leme- [m]	0.35
Corda na Raiz Emp. Horizontal -Crh- [m]	0.5
Corda na Ponta Emp. Horizontal -Cth- [m]	0.5
Corda na Raiz Emp. Vertical -Crv- [m]	0.5
Corda na Ponta Emp. Vertical -Ctv- [m]	0.1

(b, S e CMA Podem Ser Trazidos da Aba S1223)

Envergadura da Asa -b- [m] 2.5 2.5 (opcional: sobrescrever)

Área da Asa -S- [m²] 1.335 1.335 (opcional: sobrescrever)

Corda média -CMA- [m] 0.466667 0.466667 (opcional: sobrescrever)

Calcular NACA 0009 Limpar

Resultados (OUTPUT)

Área Empenagem Horizontal -Sht- [m ²]	0.294195
Área Empenagem Vertical -Svt- [m ²]	0.166875
Afilamento Emp. Horizontal -λ_emph-	1
Afilamento Emp. Vertical -λ_empv-	0.2
Corda Média Aerodinâmica Emp. Horizontal -CHT- [m]	0.5
Corda Média Aerodinâmica Emp. Vertical -CVT- [m]	0.344444

AeroCalc • © 2025 • William Pontes | Engenharia Mecânica - UFC Campus Russas
Todos os direitos reservados.

Fonte: Elaborada pelo autor.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O presente trabalho teve como propósito o desenvolvimento de um sistema computacional voltado para a automatização e a otimização do processo de cálculo de parâmetros aerodinâmicos do subsistema de Aerodinâmica de uma equipe de aerodesign, com foco nos perfis S1223 RTL e NACA 0009. O software desenvolvido, denominado 'AeroCalc', foi concebido como uma ferramenta de apoio ao projeto preliminar de aeronaves radiocontroladas, permitindo a integração entre dados geométricos, coeficientes aerodinâmicos e variáveis de desempenho utilizadas pela equipe em suas rotinas de dimensionamento.

A metodologia empregada estruturou-se em quatro etapas principais: levantamento e organização dos dados aerodinâmicos; análise computacional dos perfis no XFLR5; implementação do sistema em Python; e validação dos resultados através da comparação com os dados oficiais dos projetos das aeronaves de 2024 e 2025 da equipe de aerodesign. Tal abordagem possibilitou a consolidação de um fluxo coerente entre fundamentação teórica, experimentação computacional e implementação algorítmica, assegurando o alinhamento do sistema às práticas adotadas no processo real de projeto da equipe.

Os resultados obtidos demonstraram alta compatibilidade entre as saídas geradas pelo AeroCalc e os valores encontrados nos relatórios técnicos da equipe. Para os parâmetros da asa observou-se concordância numérica satisfatória, evidenciando a correta implementação das equações de referência. Divergências pontuais foram identificadas principalmente na CMA, cujo valor calculado pelo AeroCalc difere daquele adotado pela equipe. Tal diferença decorre do fato de que a equipe de aerodesign obteve a CMA diretamente pelo XFLR5, enquanto o presente trabalho emprega a definição analítica clássica descrita nas literaturas, aspecto devidamente discutido e justificado no corpo do trabalho.

No módulo destinado à empenagem, os resultados também apresentaram compatibilidade com as grandezas calculadas pela equipe. Em alguns parâmetros, como afiletamentos e CMA das superfícies estabilizadoras, não foi possível realizar comparação direta, uma vez que tais grandezas não eram calculadas ou registradas nos relatórios da equipe. Nessas situações, o AeroCalc passa a representar um avanço metodológico, pois introduz formalmente variáveis que ampliam a rastreabilidade e a consistência do processo de dimensionamento geométrico da empenagem.

De modo geral, os resultados evidenciam que o AeroCalc:

- i) reduz o tempo necessário para cálculo de grandezas aerodinâmicas;

- ii) diminui a probabilidade de erros manuais de planilha;
- iii) padroniza o processo de obtenção de parâmetros de projeto;
- iv) integra asa e empenagem em um mesmo ambiente computacional;
- v) fornece subsídios necessários para os outros subsistemas.

Além disso, a validação frente aos dados da equipe confirma que a ferramenta é tecnicamente confiável para uso acadêmico e em projetos preliminares, atendendo às necessidades reais do processo de projeto de aeronaves de competição acadêmica.

5.1 Sugestões para trabalhos futuros

Com o propósito de gerar pesquisas e expansões deste estudo, segue abaixo sugestões para trabalhos futuros:

- a) Implementação de novos perfis aerodinâmicos no software, permitindo comparações entre diferentes geometrias utilizadas em competições de aerodesign e ampliando o campo de aplicação da ferramenta.
- b) Desenvolvimento de um módulo automático de leitura de arquivos polares do XFLR5, de forma a eliminar a necessidade de inserção manual de dados e reduzir fontes de erro durante o processo de análise aerodinâmica.
- c) Geração automática de relatórios técnicos e curvas aerodinâmicas, possibilitando a padronização dos resultados obtidos e a criação de registros sistemáticos dos projetos desenvolvidos pela equipe.
- d) Implementação de um banco de perfis e histórico de projetos, destinado ao armazenamento de versões de aeronaves, resultados e parâmetros geométricos, contribuindo para a organização e continuidade do conhecimento técnico dentro da equipe.
- e) Calibração do AeroCalc com dados experimentais, provenientes de ensaios em voo ou testes em túnel de vento, com o intuito de validar os resultados obtidos e reduzir incertezas associadas aos modelos analíticos utilizados.

REFERÊNCIAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. von. *Theory of Wing Sections*. New York: Dover Publications, 1959.

AeroMagazine. *Após fim de greve, Boeing demite primeiros 400 funcionários*. 2025. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/apos-fim-de-greve-boeing-demite-primeiros-400-funcionarios.html>. Acesso em: 12 de maio de 2025.

AIRFOILTOOLS. *NACA 0009 SM*. 2025. Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il>. Acesso em: 19 de maio de 2025.

AIRFOILTOOLS. *S1223 RTL*. 2025. Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1223rtl-il>. Acesso em: 19 de maio de 2025.

ANDERSON, J. D. *Fundamentos de Engenharia Aeronáutica*. 7. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015.

BILSTEIN, R. E. *Orders of Magnitude: A History of the NACA and NASA, 1915–1990*. Washington, DC: NASA Scientific and Technical Information Division, 1989. v. 4406. (The NASA History Series, v. 4406).

GUDMUNDSSON, S. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2014.

Hangar33. *O que são, para que servem e os tipos de asas de uma aeronave*. 2025. Disponível em: <http://blog.hangar33.com.br/o-que-sao-para-que-servem-e-os-tipos-de-asas-de-uma-aeronave/>. Acesso em: 13 de maio de 2025.

KUNDU, A. K. *Aircraft Design*. Cambridge: Cambridge University Press, 2010.

MARAN, A. L. d. S. *Procedimento Multidisciplinar de Análise de Tensões em Componentes Estruturais de Asas de RPAs*. Trabalho de Conclusão de Curso, Santa Maria, 2021.

NASA. *P-51 Mustang – Aerodynamic Characteristics*. 2025. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/aerosim/LessonHS97/Mustang.html>. Acesso em: 12 de maio de 2025.

RODRIGUES, L. E. M. J. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho*. Salto/SP: Edição do Autor, 2014. v. 1. ISBN 9788591811304.

ROSA, E. *Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma Contribuição à Competição SAE AeroDesign*. Santa Catarina: UFSC Centro Tecnológico, 2006.

APÊNDICE A – COORDENADAS DO PERFIL AERODINÂMICO S1223 RTL

As coordenadas apresentadas a seguir foram utilizadas na modelagem do perfil aerodinâmico da asa no software XFLR5 e no desenvolvimento do AeroCalc. Os dados foram obtidos a partir do repositório AirfoilTools (2025b).

Tabela A.1 – Coordenadas do perfil S1223 RTL

X	Y
1.000000	0.000000
0.993582	0.005174
0.984237	0.012721
0.973452	0.019959
0.960621	0.026718
0.945173	0.033431
0.926643	0.040426
0.904880	0.047739
0.880167	0.055249
0.853151	0.062781
0.824589	0.070170
0.795130	0.077285
0.765239	0.084030
0.735204	0.090329
0.705148	0.096131
0.675070	0.101410
0.644888	0.106168
0.614467	0.110429
0.583656	0.114241
0.552304	0.117672
0.520314	0.120811
0.487697	0.123750
0.454605	0.126565

X	Y
0.421337	0.129290
0.388325	0.131899
0.356059	0.134296
0.325061	0.136339
0.295869	0.137848
0.268821	0.138607
0.243816	0.138418
0.220493	0.137168
0.198517	0.134818
0.177661	0.131353
0.157772	0.126772
0.138774	0.121094
0.120658	0.114364
0.103478	0.106654
0.087347	0.098106
0.072460	0.088966
0.059065	0.079596
0.047376	0.070398
0.037469	0.061702
0.029259	0.053661
0.022548	0.046281
0.017103	0.039506
0.012701	0.033277
0.009153	0.027538
0.006314	0.022235
0.004076	0.017315
0.002365	0.012727
0.001128	0.008432
0.000338	0.004397
-0.000008	0.000603

X	Y
0.000140	-0.003015
0.001040	-0.006532
0.003093	-0.009594
0.006271	-0.011793
0.010197	-0.013209
0.014706	-0.014130
0.019836	-0.014738
0.025728	-0.015128
0.032603	-0.015340
0.040784	-0.015363
0.050745	-0.015157
0.063160	-0.014648
0.078892	-0.013726
0.098681	-0.012263
0.122421	-0.010129
0.149036	-0.007205
0.177612	-0.003422
0.207911	0.001142
0.239707	0.006251
0.272500	0.011665
0.305752	0.017205
0.338930	0.022704
0.371726	0.028030
0.404038	0.033089
0.435847	0.037798
0.467163	0.042089
0.498031	0.045901
0.528494	0.049183
0.558616	0.051898
0.588443	0.054011

X	Y
0.618027	0.055499
0.647402	0.056339
0.676616	0.056516
0.705687	0.056018
0.734636	0.054839
0.763438	0.052976
0.792049	0.050432
0.820340	0.047218
0.848075	0.043370
0.874835	0.038946
0.900011	0.034060
0.922918	0.028856
0.943064	0.023463
0.960352	0.017954
0.975001	0.012374
0.987341	0.006802
1.000000	0.000000

Fonte: Elaborada pelo autor.

APÊNDICE B – COORDENADAS DO PERFIL AERODINÂMICO NACA 0009

As coordenadas apresentadas a seguir foram utilizadas na modelagem do perfil aerodinâmico da empenagem no software XFLR5 e no desenvolvimento do AeroCalc. Os dados foram obtidos a partir do repositório AirfoilTools (2025a).

Tabela A.2 – Coordenadas do perfil NACA 0009

X	Y
1.00000	0.00000
0.99572	0.00057
0.98296	0.00218
0.96194	0.00463
0.93301	0.00770
0.89668	0.01127
0.85355	0.01522
0.80438	0.01945
0.75000	0.02384
0.69134	0.02823
0.62941	0.03247
0.56526	0.03638
0.50000	0.03978
0.43474	0.04248
0.37059	0.04431
0.33928	0.04484
0.30866	0.04509
0.27886	0.04504
0.25000	0.04466
0.22221	0.04397
0.19562	0.04295
0.17033	0.04161
0.14645	0.03994

X	Y
0.12408	0.03795
0.10332	0.03564
0.08427	0.03305
0.06699	0.03023
0.05156	0.02720
0.03806	0.02395
0.02653	0.02039
0.01704	0.01646
0.00961	0.01214
0.00428	0.00767
0.00107	0.00349
0.00000	0.00000
0.00107	-0.00349
0.00428	-0.00767
0.00961	-0.01214
0.01704	-0.01646
0.02653	-0.02039
0.03806	-0.02395
0.05156	-0.02720
0.06699	-0.03023
0.08427	-0.03305
0.10332	-0.03564
0.12408	-0.03795
0.14645	-0.03994
0.17033	-0.04161
0.19562	-0.04295
0.22221	-0.04397
0.25000	-0.04466
0.27886	-0.04504
0.30866	-0.04509

X	Y
0.33928	-0.04484
0.37059	-0.04431
0.43474	-0.04248
0.50000	-0.03978
0.56526	-0.03638
0.62941	-0.03247
0.69134	-0.02823
0.75000	-0.02384
0.80438	-0.01945
0.85355	-0.01522
0.89668	-0.01127
0.93301	-0.00770
0.96194	-0.00463
0.98296	-0.00218
0.99572	-0.00057
1.00000	0.00000

Fonte: Elaborada pelo autor.