



UNIVERSIDADE FEDERAL DO SUL E SUDESTE DO PARÁ
INSTITUTO DE GEOCIÊNCIAS E ENGENHARIAS
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

Késsio Jhonys Pereira da Silva

**Análise de estabilidade longitudinal estática de uma
aeronave destinada à participar da SAE Aerodesign**

Marabá - PA

2021

Késsio Jhonys Pereira da Silva

Análise de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave destinada à participar da SAE Aerodesign

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará, como requisito final para conclusão do curso de Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Breno Ebinuma Takiuti

Coorientador: Prof. Me. Dimitri Oliveira e Silva

Marabá - PA

2021

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)

Biblioteca Setorial II da UNIFESSPA

Silva, kessão Jhonys Pereira da

Análise de estabilidade longitudinal estatística de uma aeronave destinada a participar da SAE aerodesign / kessão Jhonys Pereira da Silva; orientador, Breno Ebinuma Takiuti, coorientador, Dimitri Oliveira e Silva — Marabá : [s.n.], 2021.

Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará, Campus Universitário de Marabá, Instituto de Geociências e Engenharias, Faculdade de Engenharia Mecânica, Curso de Engenharia Mecânica, Marabá, 2021.

1. Aeronaves. 2. Aerovias. 3. Estatística I. Takiuti, Breno Ebinuma, orient. II. Silva, Dimitri Oliveira e, coorient. III. Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará. IV. Título.

CDD: 22. ed.: 629.1

Késsio Jhonys Pereira da Silva

Análise de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave destinada à participar da SAE Aerodesign

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará, como requisito final para conclusão do curso de Engenharia Mecânica.

Trabalho aprovado. Marabá - PA, 18 de agosto de 2021:

Prof. Dr. Breno Ebinuma Takiuti
Universidade Federal do Sul e Sudeste do
Pará

Prof^a. Me. Ivana de Fatima Cavaleiro de
Macedo Braga
Universidade Federal do Sul e Sudeste do
Pará

Prof. Dr. Franco Jefferds dos Santos Silva
Universidade Federal do Sul e Sudeste do
Pará

Marabá - PA
2021

AGRADECIMENTOS

À Deus, por minha vida, família e amigos, e por ter me dado saúde e força para chegar até aqui.

À minha mãe, Luzinete Silva, que tenho profunda admiração e orgulho de ser seu filho, pelo apoio e amor ao longo de toda minha vida.

À Kitéria Gastão, pelo amor, carinho e companheirismo irrestritos durante a realização desse trabalho e apoio nos momentos difíceis quando eu me encontrava desmotivado através de palavras de conforto e ânimo.

Ao professor Breno Ebinuma Takiuti, pela oportunidade, apoio e orientação ao longo deste trabalho e junto à equipe Iguanas AeroDesign.

Um agradecimento em especial ao meu coorientador Dimitri Oliveira e Silva por todo o auxílio e sugestões apresentadas para a realização deste trabalho e demais disciplinas no decorrer da graduação e à Fernanda Ferreira minha orientadora de iniciação científica pelo apoio e oportunidade de desenvolver diversas pesquisas durante a graduação.

Aos amigos que fiz durante a graduação, Caio Vinícios, Eva Raiane e Gabriela Pimentel, pelos momentos de descontração durante toda graduação e aos demais companheiros de sala Breno Baia, Gabriel Duarley, Gustavo Peres e Rodrigo Sampaio os quais tive o privilégio de conhecer.

E a todos aqueles que, de alguma forma, contribuíram para que eu pudesse concluir o curso de Engenharia Mecânica.

*“Mas Deus prova o seu amor para conosco, em que Cristo morreu por nós, sendo nós
ainda pecadores.”
(Romanos 5:8)*

RESUMO

Uma das etapas de um novo projeto aeronáutico inclui a análise de estabilidade estática, necessária para garantir que após uma perturbação a aeronave retorne para sua posição inicial em equilíbrio. O presente trabalho tem por objetivo a análise de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave e para isso é desenvolvido um programa em linguagem *Python* que auxilie a equipe Iguanas Aerodesign nas análises matemáticas para elaboração dos relatórios de estabilidade estática para as futuras aeronaves projetadas. A fim de demonstrar a eficácia do programa, foi realizada uma análise para verificação dos critérios de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave da equipe e, após as análises, foi observado que a aeronave apresenta estabilidade estática através do coeficiente de modelo de arfagem, C_{m0a} , e do coeficiente angular de momento de arfagem, $C_{m\alpha}$. Além disso, foi obtido o ângulo de trimagem α_{trim} do avião de deflexão δ para o profundor capazes de manter a aeronave em equilíbrio estático.

Palavras-chave: Aerodesign, controle, projeto aeronáutico, projeto de aeronaves

ABSTRACT

One of the stages of a new aeronautical project includes static stability analysis, necessary to ensure that after a disturbance the aircraft returns to its initial position in. The aim of this work is to analyse the static longitudinal stability of an aircraft and, for that, a program in *Python* language is developed to help the Iguanas Aerodesign team in the mathematical analysis for the preparation of static stability reports for future aircraft projects. In order to demonstrate the effectiveness of the program, an analysis was carried out to verify the static longitudinal stability criteria of an aircraft designed by the team. The analysis showed that the aircraft is statically stable regarding the pitching movement, C_{m0a} , and of the heave moment angular coefficient, $C_{m\alpha\alpha}$. Furthermore, it was obtained the trim angle α_{trim} of the deflection plane δ for the elevator capable of keeping the aircraft in static equilibrium.

Keywords: Aerodesign, control, aeronautical design, aircraft design

LISTAS DE FIGURAS

Figura 1 – Tipos mais comuns de fuselagem.	19
Figura 2 – Estrutura da asa com principais elementos	20
Figura 3 – Estrutura básica do estabilizador horizontal.	20
Figura 4 – Trem de pouso principal e bequilha.	21
Figura 5 – Modelo de motor 2 tempos utilizado em competições SAE Aerodesign.	21
Figura 6 – Superfícies de controle responsáveis pelos movimentos da aeronave.	22
Figura 7 – Eixos de coordenadas utilizados na aeronáutica.	23
Figura 8 – Características geométricas de um perfil aerodinâmico.	24
Figura 9 – Definição do ângulo de ataque do perfil.	25
Figura 10 – Representação do ângulo de incidência.	26
Figura 11 – Principais formas geométricas de asas.	27
Figura 12 – Tipos de fixação da asa na fuselagem.	28
Figura 13 – Principais forças atuantes na aeronave.	31
Figura 14 – Determinação do CG da aeronave.	33
Figura 15 – Posição do CG em função de uma porcentagem da corda na raiz da asa.	33
Figura 16 – Estabilidade Estática.	35
Figura 17 – Forças e momentos atuantes em uma aeronave durante o voo.	36
Figura 18 – (a) Equilíbrio (trimada); (b) Momento de arfagem negativo; (c) Momento de arfagem positivo.	38
Figura 19 – Coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque.	38
Figura 20 – Determinação do coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque.	39
Figura 21 – Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática.	40
Figura 22 – Contribuição da empenagem horizontal na estabilidade longitudinal estática.	43
Figura 23 – Determinação da relação $(k_2 - k_1)$ em função da relação l_f/d_mx	48
Figura 24 – Determinação da relação $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$	49
Figura 25 – Representação dos segmentos da fuselagem para a determinação de C_{M0f} e C_{Maf}	49
Figura 26 – Momento de arfagem total em torno do CG da aeronave.	51
Figura 27 – Representação do coeficiente angular para o ponto neutro.	52
Figura 28 – Representação da margem estática de uma aeronave.	53
Figura 29 – Modelos de superfícies horizontais da empenagem em aviões que participam da competição AeroDesign.	54
Figura 30 – Condição de trimagem para uma aeronave que possui estabilidade longitudinal estática.	55

Figura 31 – Condição de trimagem para uma aeronave que possui estabilidade longitudinal estática.	56
Figura 32 – Esboço conceitual da aeronave para Competição de Acesso SAE.	59
Figura 33 – Modelo de planilha utilizada para determinação do parâmetro C_{m0f}	59
Figura 34 – Planilha parcial utilizada para determinação do parâmetro $C_{m\alpha f}$	60
Figura 35 – Fluxograma de relacionamento dos parâmetros da interface gráfica.	61
Figura 36 – Curva de momentos em torno do CG da aeronave para contribuição isolada da asa.	66
Figura 37 – Curva de momentos em torno do CG para contribuição da empenagem horizontal.	67
Figura 38 – Curva de momento total em torno do CG da aeronave.	67
Figura 39 – Cálculo para contribuição C_{mof} da fuselagem para a estabilidade longitudinal.	68
Figura 40 – Cálculo para contribuição $C_{m\alpha f}$ da fuselagem para a estabilidade longitudinal.	69
Figura 41 – Gráfico de momento de arfagem para contribuição isolada da asa.	71
Figura 42 – Gráfico de momento de arfagem para adição da empenagem horizontal	72
Figura 43 – Gráfico de momento de arfagem total em torno do CG da aeronave.	72
Figura 44 – Interface geral da interface gráfica do programa <i>ControlStab-1.0 (GUI)</i>	73
Figura 45 – Aba “Instruções” da interface gráfica do programa <i>ControlStab-1.0 (GUI)</i>	74

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Principais elementos da superfície de controle.	22
Tabela 2 – Modelo de tabela de velocidades de operação.	58
Tabela 3 – <i>Inputs</i> utilizados pela referência para a análise de estabilidade.	62
Tabela 4 – <i>Inputs</i> de entrada para o projeto de estabilidade da equipe iguanas. . .	63
Tabela 5 – <i>Outputs</i> da referência.	65
Tabela 6 – Outputs do projeto de estabilidade longitudinal estática.	70

LISTA DE SÍMBOLOS

L_w	-	Força de sustentação da asa
L_t	-	Força de sustentação da superfície horizontal
D	-	Força de arrasto da aeronave
T	-	Força de tração do motor
Re	-	Número de Reynolds
ρ	-	Densidade do ar
v	-	Velocidade do ar
c	-	Corda do perfil aerodinâmico
\bar{c}	-	Corda média aerodinâmica
μ	-	Viscosidade dinâmica do ar
AR_w	-	Alongamento da asa
AR_t	-	Alongamento da empenagem horizontal
b	-	Envergadura da asa
S/S_w	-	Área da asa
λ	-	Relação de afilamento
c_r	-	Corda da raiz
c_t	-	Corda da ponta
V_{HT}	-	Volume da cauda horizontal
l_{HT}	-	Distância do CG da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal
S_{HT}	-	Área da empenagem horizontal
W_i	-	Peso de cada elemento presente na aeronave
W_t	-	Peso total da aeronave
CG	-	Centro de gravidade
$CG\%c$	-	Posição do CG em relação a corda da raiz da asa
x_{CG}	-	Distância da linha de referência ao CG
x_w	-	Distância da linha de ao bordo de ataque da asa
m_{ac}	-	Momento em torno do centro aerodinâmico do perfil da asa
m_{acw}	-	Momento em torno do centro aerodinâmico do perfil da asa
m_{act}	-	Momento em torno do centro aerodinâmico do perfil da empenagem horizontal
m_{CG}	-	Momento em torno do CG
q_w	-	Pressão dinâmica sobre a asa
q_t	-	Pressão dinâmica sobre a empenagem
C_L	-	Coefficiente de sustentação da asa
C_D	-	Coefficiente de arrasto total
C_{Di}	-	Coefficiente de arrasto induzido total
C_{Lt}	-	Coefficiente de sustentação da empenagem
$C_{m\alpha}$	-	Coefficiente de arfagem
C_{m0}	-	Coefficiente angular da curva de arfagem
c_d	-	Coefficiente de arrasto sobre o perfil aerodinâmico

e	-	Eficiência da asa
a	-	Coeficiente angular da curva c_l vs α do perfil da asa
α	-	Ângulo de ataque da asa
$\alpha_{L=0}$	-	Ângulo de ataque para sustentação nula da asa
α_w	-	Ângulo de ataque da asa
i_w	-	Ângulo de incidência da asa
α_{wb}	-	Ângulo de ataque da empenagem
Z_{CG}	-	Diferença de cota entre a posição do CG e da linha da fuselagem
Z_t	-	Diferença de cota entre a posição do CG e da linha da fuselagem
x_{ac}	-	Distância do bordo de ataque ao centro aerodinâmico
h_{ac}	-	É a distância do bordo de ataque ao CA
h_{CG}	-	É a distância do bordo de ataque ao CG
M_{CGw}	-	Momento em torno do CG provido pela asa
C_{mCGw}	-	Coef. de momento em torno do CG provido pela asa
C_{macw}	-	Coef. angular de momento em torno do CG provido pela asa
C_{Lw}	-	Coef. de sustentação da asa
C_{L0w}	-	Coef. de sustentação da asa para $\alpha = 0$
$C_{L\alpha w}$	-	Coef. angular de sustentação da asa para $\alpha = 0$
$C_{m\alpha w}$	-	Coeficiente de arfagem - asa
C_{m0w}	-	Coeficiente angular da curva de arfagem - asa
i_t	-	Ângulo de incidência da empenagem horizontal
ε	-	Ângulo de ataque induzido
C_{Lt}	-	Coef. de sustentação da empenagem horizontal
C_{mCGt}	-	Coef. de momento em torno do CG provido pela empenagem horizontal
η	-	Eficiência da cauda
C_{Lat}	-	Coef. de sustentação da empenagem horizontal
$C_{m\alpha t}$	-	Coeficiente de arfagem - emp. horizontal
C_{m0t}	-	Coeficiente angular da curva de arfagem - emp. horizontal
$C_{m\alpha f}$	-	Coeficiente de arfagem - fuselagem
C_{m0f}	-	Coeficiente angular da curva de arfagem - fuselagem
$k_2 - k_1$	-	Fator de correção para fuselagem.
w_f	-	Largura média da seção da fuselagem
d_{max}	-	Largura máxima da fuselagem
Δx	-	Incremento de comprimento das seções da fuselagem
$C_{m\alpha a}$	-	Coeficiente de arfagem - aeronave
C_{m0a}	-	Coeficiente angular da curva de arfagem - aeronave
\bar{h}_{PN}	-	Ponto Neutro em função da corda média aerodinâmica
ME	-	Ponto Neutro em função da corda média aerodinâmica
C_{mCGa}	-	Coef. de momento em torno do CG provido pela aeronave completa
δ_{trim}	-	Ângulo de deflexão do profundor para trimagem
δ_{max}	-	Ângulo de deflexão do profundor máxima

Sumário

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	JUSTIFICATIVA	16
1.2	OBJETIVOS	17
1.3	ESTRUTURA DO TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO	17
2	CONCEITOS GERAIS DE AERONAVES	19
2.1	DEFINIÇÕES E COMPONENTES BÁSICOS	19
2.2	SISTEMA DE COORDENADAS USADO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA	23
3	PRINCÍPIOS DE AERODINÂMICA	24
3.1	TEORIA DO PERFIL AERODINÂMICO	24
3.2	ASA DE ENVERGADURA FINITA	26
3.3	AERODINÂMICA DA EMPENAGEM	29
4	PRINCÍPIOS DE ESTABILIDADE	31
4.1	FORÇAS SOBRE A AERONAVE	31
4.2	CENTRO DE GRAVIDADE (CG)	32
4.3	ESTABILIDADE ESTÁTICA	33
4.4	ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA	37
4.5	CONTROLE LONGITUDINAL	54
5	METODOLOGIA	57
5.1	PARÂMETROS AERODINÂMICOS	57
5.2	PARÂMETROS DE DESEMPENHO	58
5.3	CONTRIBUIÇÃO DA FUSELAGEM PARA A ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA	58
5.4	DESENVOLVIMENTO DE INTERFACE GRÁFICA PARA ANÁLISES DE ESTABILIDADE ESTÁTICA	60
5.5	VERIFICAÇÃO DO SOFTWARE COM PARÂMETROS DA REFERÊNCIA	62
5.6	PROJETO DE ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA: AERONAVE IGUANAS	63
6	RESULTADOS E DISCUSSÕES	65
6.1	VERIFICAÇÃO DO SOFTWARE	65
6.2	PROJETO IGUANAS 2022	68

6.3	INTERFACE GRÁFICA	73
7	CONCLUSÕES	75
	REFERÊNCIAS	76
	APÊNDICE A – DETALHES DA INTERFACE GRÁFICA.	79
	APÊNDICE B – DADOS DE SAÍDA PARA AERONAVE IGUA- NAS E DADOS DA REFERÊNCIA.	80
	APÊNDICE C – CÓDIGO PARCIAL DO PROGRAMA CONTROLSTAB- 1.0 (GUI)	81

1 INTRODUÇÃO

Ainda no início do século XX, a comunidade aeronáutica já havia solucionado diversos problemas técnicos necessários para garantir o voo eficaz de uma aeronave motorizada mais pesada que o ar (NELSON et al., 1998). Apesar disso, havia ainda uma questão a ser melhor investigada. Essa questão, estava relacionada à compreensão da relação entre o controle e a estabilidade. Através de diversos experimentos, foi constatado que para um voo bem sucedido a aeronave deveria ser inerentemente estável. Dessa forma, o estudo dos critérios de estabilidade se tornaram fundamentais no desenvolvimento de aeronaves, visto a necessidade de transportar cargas e passageiros de maneira segura e eficiente.

O conceito de estabilidade é essencial na concepção de uma aeronave. Primeiramente, é importante saber que a estabilidade pode ser dividida em estática e dinâmica. Visto isto, a estabilidade estática pode ser definida como a tendência inicial de um sistema retornar à sua posição de equilíbrio - ou divergir desta - após uma perturbação (ANDERSON; BOWDEN, 2005). Esse conceito não explicita se em algum momento esse sistema já esteve em equilíbrio ou de que maneira o mesmo pode alcançá-lo. Essa explicação é obtida com o auxílio da análise de estabilidade dinâmica.

Para o caso de uma aeronave, a garantia da estabilidade está diretamente ligada ao conforto, controlabilidade e segurança do voo (RODRIGUES, 2010). Nesse sentido, a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave está relacionada à capacidade deste em retornar à posição de equilíbrio após sofrer algum distúrbio, que o rotaciona em torno do eixo lateral através de um momento restaurador até a posição de trimagem, ou seja, de equilíbrio. Para a competição SAE Aerodesign, é necessário que a aeronave projetada seja longitudinalmente estável de modo a se manter em equilíbrio a fim de garantir a sua segurança e integridade durante o envelope de voo.

A competição SAE Aerodesign é um programa estudantil que acontece nos Estados Unidos desde 1986, e desde 1999 no Brasil (EMMERICK; ROSADO, 2017). Ela é organizada anualmente, e tem por objetivo a construção de aeronaves rádio-controladas por estudantes de graduação nas áreas de engenharias visando simular os desafios reais enfrentados nos projetos aeronáuticos através de estudos para desenvolvimento do projeto conceitual e preliminar de um aeromodelo nas diversas etapas como aerodinâmica, desempenho e estabilidade.

A análise de estabilidade representa um dos pontos mais complexos no desenvolvimento do projeto de uma aeronave, devido a necessidade de solucionar equações algébricas que diversas vezes só podem ser resolvidas com o auxílio computacional (RODRIGUES, 2014b). Nesse contexto, priorizando a estabilidade longitudinal estática da aeronave o presente trabalho tem por objetivo o desenvolvimento de um programa para auxiliar o

projeto de estabilidade estática de aeronaves projetadas pela equipe Iguanas Aerodesign, através da realização dos cálculos e que possibilite a alteração e visualização dos parâmetros de entrada e o impacto que estes causam na estabilidade longitudinal final, bem como o armazenamento desses dados para posterior consulta pela equipe. Além disso, objetiva-se tornar o presente trabalho um apoio bibliográfico de fácil compreensão que auxilie os integrantes da equipe nos seus projetos futuros.

1.1 JUSTIFICATIVA

Um fator a ser considerado no projeto de construção de uma aeronave destinada a participar da competição SAE Aerodesign Brasil diz respeito a análise de estabilidade e controle, pois é nessa fase do projeto que se dimensionam e verificam todos os critérios necessários para assegurar o sucesso do voo, visto que um projeto de estabilidade e controle bem executado reduzem as chances da ocorrência de imprevistos que podem comprometer a manobrabilidade e, conseqüentemente, provocar a queda da aeronave. Por isso, as equipes que competem na SAE Aerodesign se deparam com o desafio de projetar aeronaves estáveis frente aos esforços inerentes do voo.

Dentro do curso de engenharia mecânica, a equipe Iguanas Aerodesign compõe um dos projetos de extensão da Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará. Este, por sua vez, proporciona aos estudantes do curso a possibilidade de aplicar os conhecimentos adquiridos em sala de aula em um projeto de engenharia que simula os desafios presenciados pela indústria aeronáutica, porém, o estudo da estabilidade e controle é um tópico complexo, que envolve conceitos que geralmente são estudados ao final do curso de graduação. Dessa forma, este projeto visa constituir uma base de conhecimentos acerca do assunto, funcionando como um norteador para trabalhos futuros desenvolvidos pela equipe.

A equipe Iguanas Aerodesign, recentemente tem iniciado os estudos introdutórios acerca de estabilidade estática para o desenvolvimento dos projetos aeronáuticos, bem como para o Relatório de Estabilidade, porém, o nível de conhecimento técnico acerca do assunto ainda é insuficiente para atender às necessidades da equipe e melhorar a pontuação e, conseqüentemente, a classificação para Competição de Acesso. Dentre as principais razões para essa insuficiência estão: escassez de referências bibliográficas em língua portuguesa, baixa agilidade na realização dos cálculos para os critérios de estabilidade estática e limitações quanto à quantidade de integrantes na equipe para realização das diversas atividades necessárias para o projeto.

Este trabalho visa servir de apoio para o desenvolvimento dos projetos e relatórios de estabilidade estática da equipe para futuras aeronaves destinadas a participar da competição SAE aerodesign. Além disso, o programa desenvolvido facilitará a comunicação entre as diferentes subequipes do projeto conceitual, aerodinâmico e desempenho, permitindo o armazenamento das informações em um banco de dados da equipe com diferentes modelos e

configurações de aeronaves. O programa ainda, poderá ser otimizado e novas funcionalidades poderão ser implementadas em seu código fonte a fim de aprimorar a gama de ferramentas disponíveis para a equipe.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo do presente trabalho é estudar o projeto de estabilidade e controle longitudinal de uma aeronave destinada a competições SAE Aerodesign.

1.2.1 Objetivos Específicos

- Estudar as metodologias de projeto de estabilidade longitudinal de uma aeronave;
- Desenvolver um programa em Python para realização dos cálculos;
- Checar os resultados gerados pelo programa através de projetos encontrados na literatura;
- Analisar as características de estabilidade de uma nova aeronave a ser desenvolvida para a próxima competição;
- Realizar ajustes e melhorias no projeto da aeronave de forma a melhorar as características de estabilidade e controle;
- Desenvolver uma metodologia interna de projeto de estabilidade e controle para futuros projetos da equipe Iguanas Aerodesign.

1.3 ESTRUTURA DO TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

O presente trabalho está dividido em 7 capítulos. O primeiro capítulo, apresenta de forma resumida o contexto geral e o tema desenvolvido neste trabalho, elencando os objetivos gerais, específicos e justificativa do projeto realizado.

No segundo capítulo é realizada uma revisão bibliográfica acerca dos principais componentes estruturais presentes em uma aeronave relacionando-os com o projeto aerodesign, bem como o sistema de coordenadas que norteia os projetos aerodinâmicos.

No terceiro capítulo são apresentados os princípios básicos de aerodinâmica, abordando os conceitos de perfil aerodinâmico, asas e empenagem essenciais para o estudo de estabilidade.

No quarto capítulo são apresentados os conceitos de estabilidade estática, bem como a formulação matemática para avaliação dos critérios de estabilidade longitudinal estática para os principais elementos da aeronave.

No capítulo cinco é apresentada a metodologia utilizada para o desenvolvimento do

programa e do projeto de estabilidade longitudinal estática para aeronaves da equipe.

No capítulo seis é apresentado a análise de estabilidade de uma aeronave encontrado na literatura para fins de validação. Após validado o programa, um estudo de estabilidade é realizado para uma aeronave projetada pela equipe Iguanas destinada a participar da Competição de Acesso Sae Aerodesign.

No último capítulo é realizado uma síntese do que foi realizado no projeto, o que foi descoberto e como esse trabalho agregou à equipe Iguanas Aerodesign.

2 CONCEITOS GERAIS DE AERONAVES

Neste capítulo, são apresentados os elementos estruturais presentes em aeronaves elencando-os com a fundamentação teórica básica acerca do projeto de uma aeronave. Além disso, são apresentados os movimentos de rotação em torno dos eixos utilizado pela indústria aeronáutica.

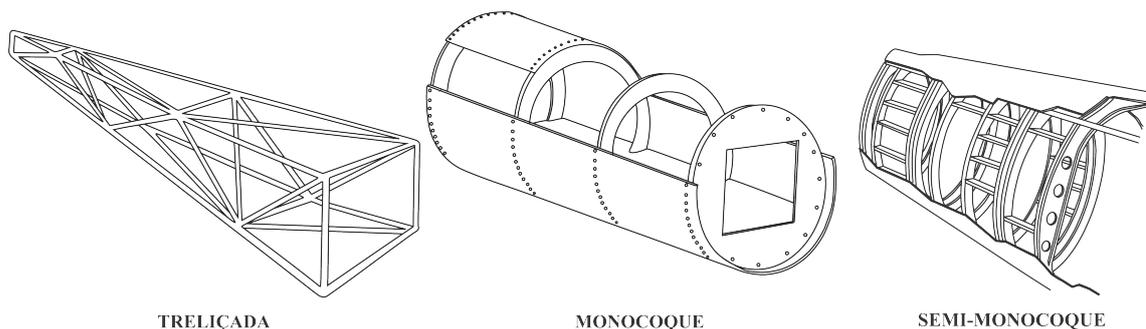
2.1 DEFINIÇÕES E COMPONENTES BÁSICOS

Nesta seção, são apresentados os principais elementos construtivos de uma aeronave de modo a descrever a sua composição básica e, com isso, facilitar a compreensão da influência de cada um na estabilidade estática do avião.

2.1.1 Fuselagem

A fuselagem é a estrutura principal do corpo da aeronave. Nela, são instalados acessórios, controladores, equipamentos, bem como o espaço para ocupação dos passageiros e cargas. Em aeronaves monomotoras, o motor é abrigado na fuselagem enquanto que em multimotoras podem estar acopladas tanto à fuselagem, quanto às asas. Existem, basicamente, três tipos de formatos construtivos de fuselagem: treliçada, monocoque e semi-monocoque (RODRIGUES, 2014b). Na Figura 1, são apresentadas as três configurações citadas.

Figura 1 – Tipos mais comuns de fuselagem.



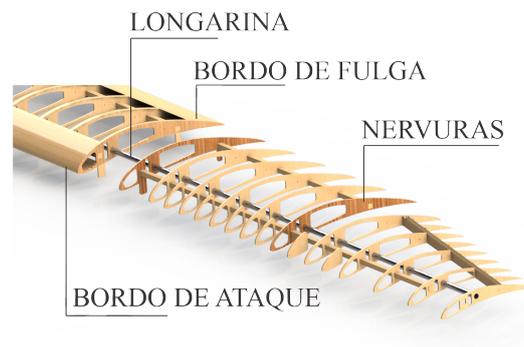
Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014b).

2.1.2 Asas

A asa é uma superfície sustentadora que está entre os principais elementos de uma aeronave. Este elemento é responsável por prover sustentação e distribuí-la para a fuselagem, além de suportar os esforços provenientes da superfície de controle e do

escoamento ao redor de sua superfície. Devido a isso, a sua composição estrutural pode ser bastante complexa dependendo do tipo e porte da aeronave. Para o caso de uma aeronave destinada a participar da competição SAE, as asas costumam ser compostas basicamente por três elementos principais: a longarina que é o principal elemento estrutural, as nervuras, responsáveis por definir a curvatura da asa e o revestimento plástico de acabamento da superfície da asa (OLIVEIRA et al., 2020). A Figura 2 apresenta a estrutura básica de uma asa.

Figura 2 – Estrutura da asa com principais elementos

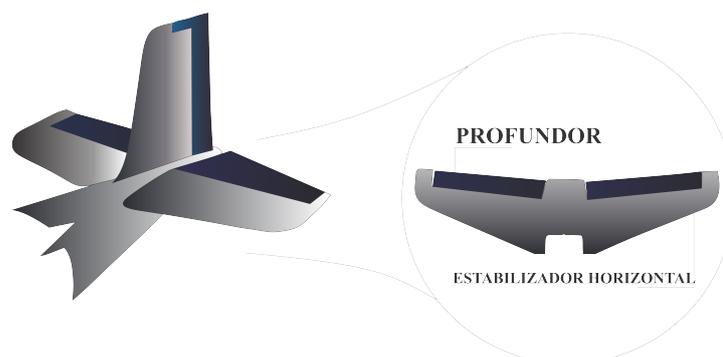


Fonte: Próprio Autor.

2.1.3 Estabilizador horizontal

Os estabilizadores, são superfícies localizadas na cauda da aeronave e são responsáveis por contribuir para a estabilidade longitudinal estática através da força de sustentação resultante da diferença de pressão que é gerada em torno da sua superfície que contrapõe as demais forças causadas pela combinação asa-fuselagem. Essas superfícies, são divididas em duas partes: horizontal e vertical. Para o presente trabalho, o foco estará no estabilizador horizontal cuja influência para a estabilidade longitudinal da aeronave é a mais significativa (PUMPMACKER et al., 2020). Na Figura 3, é apresentada a estrutura básica do estabilizador.

Figura 3 – Estrutura básica do estabilizador horizontal.



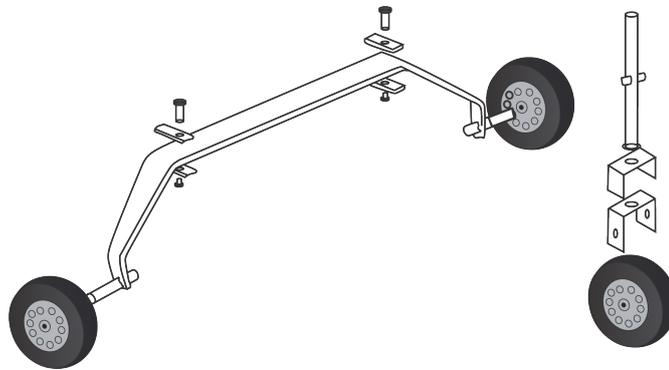
Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014b).

Note que há uma diferença entre o estabilizador horizontal e o profundor, sendo o primeiro a parte fixa e o segundo a parte móvel da cauda horizontal.

2.1.4 Trem de pouso

O trem de pouso tem como principal função absorver a energia cinética proveniente do choque com o solo na operação de aterrissagem e taxiamento (ROSKAM, 1985). Para o estudo da estabilidade estática, a posição e configuração do trem de pouso principal têm grande influência na posição do Centro de Gravidade (CG) da aeronave e, conseqüentemente, influencia em um dos principais parâmetros para a avaliação da estabilidade estática.

Figura 4 – Trem de pouso principal e bequilha.



Próprio Autor.

2.1.5 Grupo moto-propulsor

O grupo motor-propulsor é formado pelo conjunto da hélice e o motor. Nesse sentido, a função primária do motor é fornecer a potência necessária para colocar a hélice em movimento de rotação e essa, por sua vez, proporciona a tração para impulsionar o avião (SOUSA et al., 2019). Além disso, as aeronaves podem ser classificadas quanto ao número de motores presentes na sua estrutura podendo ser: monomotores, bimotores e multimotores.

Figura 5 – Modelo de motor 2 tempos utilizado em competições SAE Aerodesign.

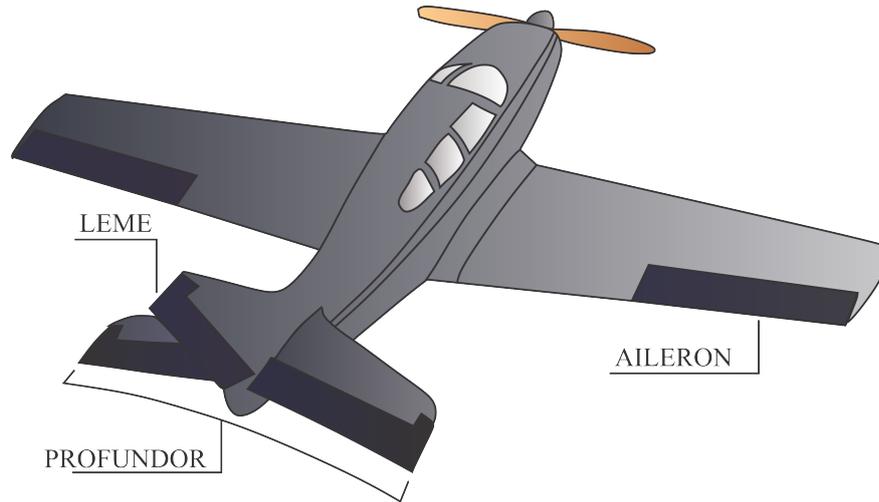


Fonte: (OENGINES, 2000)

2.1.6 Superfícies de controle

Uma aeronave possui basicamente três superfícies de controle fundamentais responsáveis pelos movimentos de rotação nos eixos da aeronave que são: ailerons, leme e profundor (CAMPOS et al., 2017).

Figura 6 – Superfícies de controle responsáveis pelos movimentos da aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

Essas superfícies, auxiliadas pelos estabilizadores, são essenciais para promover a estabilidade estática da aeronave. Para o estudo da estabilidade longitudinal estática, o profundor é a principal superfície responsável por manter a aeronave em equilíbrio estático. Na Tabela 1, são apresentados os elementos da aeronave e suas características.

Tabela 1 – Principais elementos da superfície de controle.

Elemento	Localização	Função
Ailerons	Asa	Controle de rolamento
Leme	Superfície vertical da empennagem	Controle de guinada
Profundor	estabilizador horizontal da empennagem	Controle de arfagem

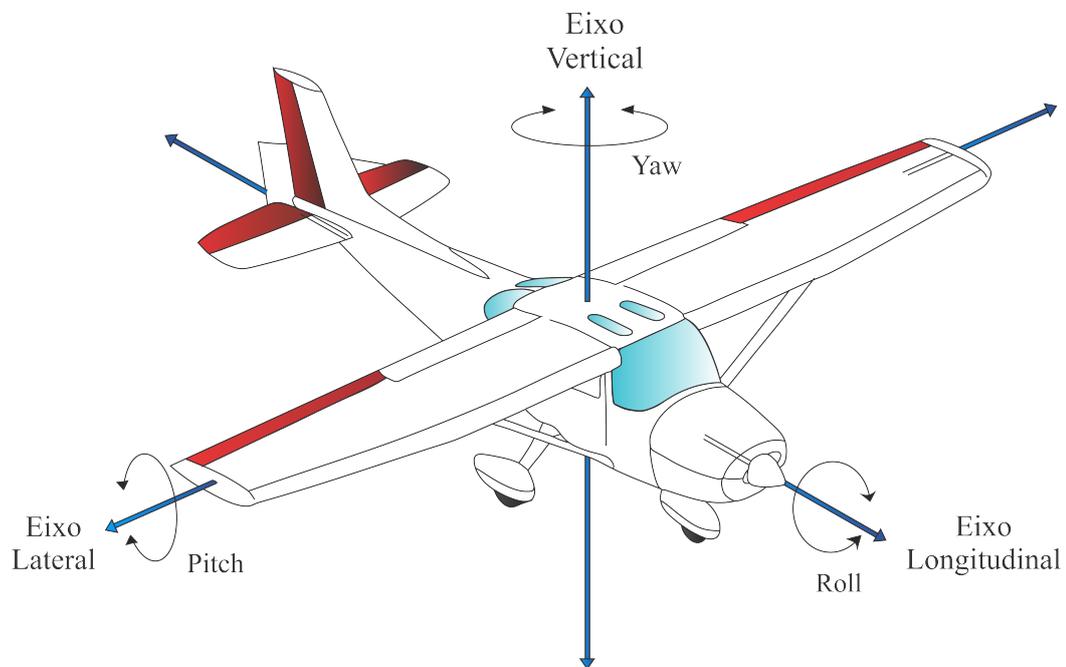
Fonte: Próprio Autor.

O correto dimensionamento das superfícies de controle são fundamentais para a estabilidade do voo, bem como para a segurança da aeronave em condições de perturbação ou manobras (KROO; SHEVELL, 2001). Por isso, é essencial que no projeto de estabilidade e controle, a etapa referente ao projeto das superfícies de controle seja realizada com o máximo de atenção aos detalhes através dos estudos complementares das áreas de estabilidade e aerodinâmica das equipes de aerodesign.

2.2 SISTEMA DE COORDENADAS USADO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Para o estudo da estabilidade estática, é essencial a compreensão do sistema de coordenadas utilizado na indústria aeronáutica. Nesse eixos, são realizados os movimentos de rotação responsáveis por definir os graus de liberdade da aeronave (RODRIGUES, 2014a). Dessa forma, os movimentos de rotação são realizados mediante a aplicação dos comandos das superfícies de controle. Com a aeronave em movimento, a atuação de qualquer uma dessas superfícies pode provocar deslocamentos em até seis graus de liberdade. Na Figura 7, é apresentado tal sistema de coordenadas e os respectivos movimentos angulares em cada eixo.

Figura 7 – Eixos de coordenadas utilizados na aeronáutica.



Fonte: Próprio Autor.

Na intersecção entre os eixos lateral, longitudinal e vertical se localiza o centro de gravidade (CG) do avião. O movimento de rotação em torno do eixo vertical da aeronave é denominado de guinada (*yaw*), o movimento de rotação em torno do eixo lateral é denominado arfagem (*pitch*) e em torno do eixo longitudinal recebe o nome de rolamento (*roll*). Todos esses movimentos de rotação são realizado por meio da aplicação de comandos no profundor para o caso da arfagem, no leme para guinada e nos ailerons para rolamento (RODRIGUES, 2014b).

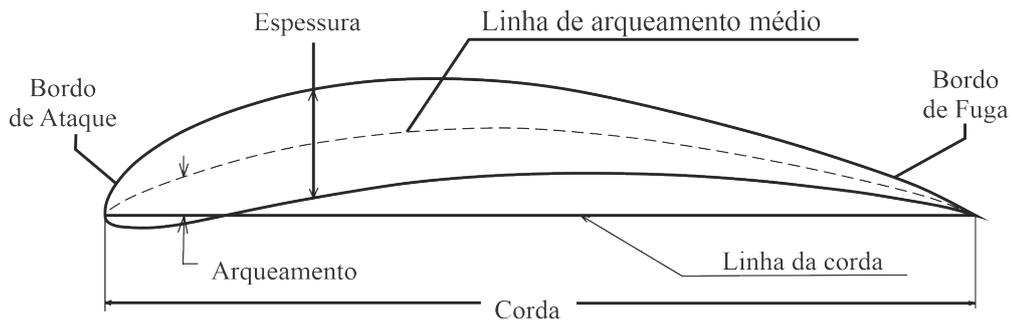
3 PRINCÍPIOS DE AERODINÂMICA

Nesse capítulo, são apresentados os principais conceitos de aerodinâmica necessários para o estudo da estabilidade longitudinal estática e sua aplicação em um projeto de aeronave destinado a participar da competição SAE Aerodesign.

3.1 TEORIA DO PERFIL AERODINÂMICO

Um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com o objetivo de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento de um fluido ao seu redor (ANDERSON, 2010). Outro termo utilizado para descrever perfil aerodinâmico é aerofólio. Na Figura 8, é apresentado um modelo típico de perfil aerodinâmico e suas principais características geométricas.

Figura 8 – Características geométricas de um perfil aerodinâmico.



Fonte: Próprio Autor.

Os termos apresentados na Figura 8 são listados e descritos abaixo:

- **Linha de arqueamento:** é a curva que representa a média de todos os pontos que constituem a curva superior e inferior do perfil.
- **Linha da corda:** representa a reta que une o ponto inicial e final da linha de arqueamento.
- **Espessura do perfil:** representa a altura do perfil medido perpendicularmente à linha da corda.
- **Arqueamento do perfil:** é a medida da distância máxima entre a linha de arqueamento e a linha da corda.

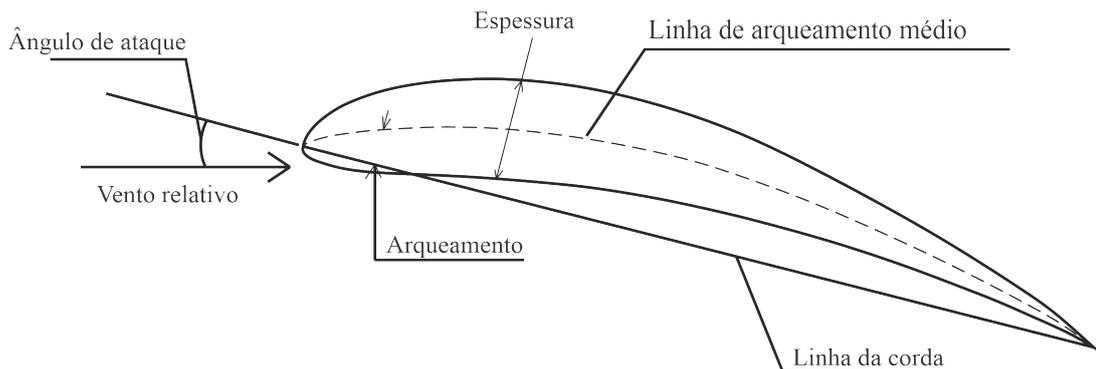
É interessante notar que as características geométricas do perfil aerodinâmico podem variar conforme à necessidade, apresentando-se com arqueamento simétrico ou

assimétrico provendo menor e maior sustentação, conforme a necessidade do projeto em questão.

3.1.1 Ângulo de ataque e ângulo de incidência

O ângulo de ataque é um termo utilizado pela indústria aeronáutica para denominar o ângulo formado entre a linha da corda do perfil aerodinâmico e a direção do vento relativo, Figura 9. Esse ângulo, é importante no projeto aerodinâmico da aeronave e influencia significativamente na geração de sustentação do perfil aerodinâmico (RODRIGUES, 2014b). De maneira geral, devido a diferença de pressão em torno do perfil aerodinâmico provocado pelo escoamento do ar, a capacidade de sustentação da aeronave aumenta conforme o ângulo de ataque se eleva até certo ponto em que essa sustentação decresce repentinamente. A esse ponto, é dado o nome de estol. A Figura 9, apresenta a definição do ângulo de ataque.

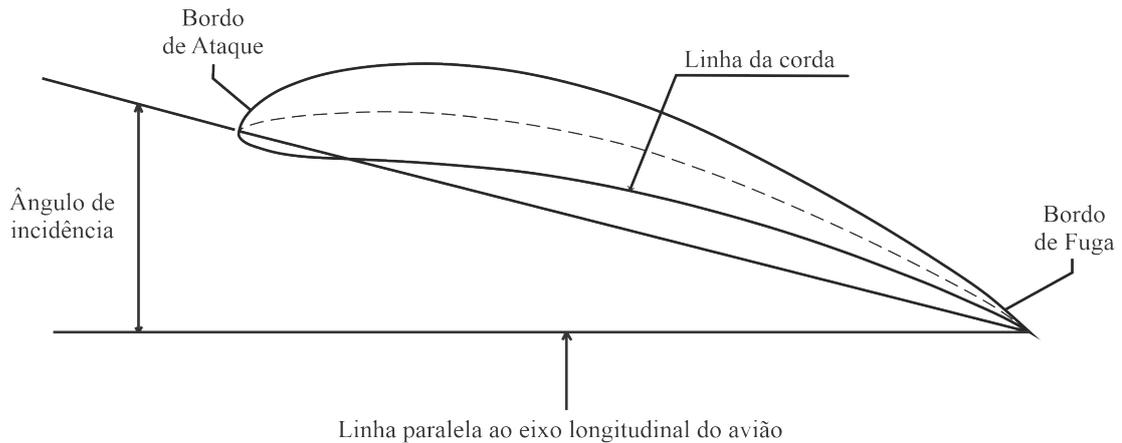
Figura 9 – Definição do ângulo de ataque do perfil.



Fonte: Próprio Autor.

O ângulo de incidência é representado por θ , e serve para denominar o ângulo formado entre a linha da corda do perfil e uma linha horizontal de referência (Figura 10). Geralmente, as asas são fixadas à fuselagem de modo que o perfil forme um pequeno ângulo de incidência positivo (RAYMER, 2012).

Figura 10 – Representação do ângulo de incidência.



Fonte: Próprio Autor.

Por vezes, o ângulo de ataque e incidência são confundidos. Por isso, uma forma de distinguir as duas nomenclaturas é notar que o ângulo de ataque pode variar conforme a aeronave realiza o percurso de decolagem, voo em cruzeiro e aterrissagem, enquanto que o ângulo de incidência é fixo e pré-estabelecido no momento da fabricação da mesma.

3.1.2 Número de Reynolds

É um número adimensional utilizado em mecânica dos fluídos para caracterizar o perfil de escoamento de um fluido. O número de Reynolds é a razão entre forças inerciais e forças viscosas. Também pode ser visto como uma razão de forças de cisalhamento turbulentas e forças de cisalhamento viscoso (VICTOR, 2015). Para aplicações no estudo de perfis aerodinâmicos, o mesmo pode ser expresso em função da corda média aerodinâmica:

$$R_e = \frac{\rho v \bar{c}}{\mu} \quad (1)$$

Sendo v a velocidade de escoamento do fluido em m/s , ρ a densidade do ar em kg/m^3 , μ a viscosidade dinâmica do ar em m^2/s e \bar{c} a corda média aerodinâmica do perfil em m .

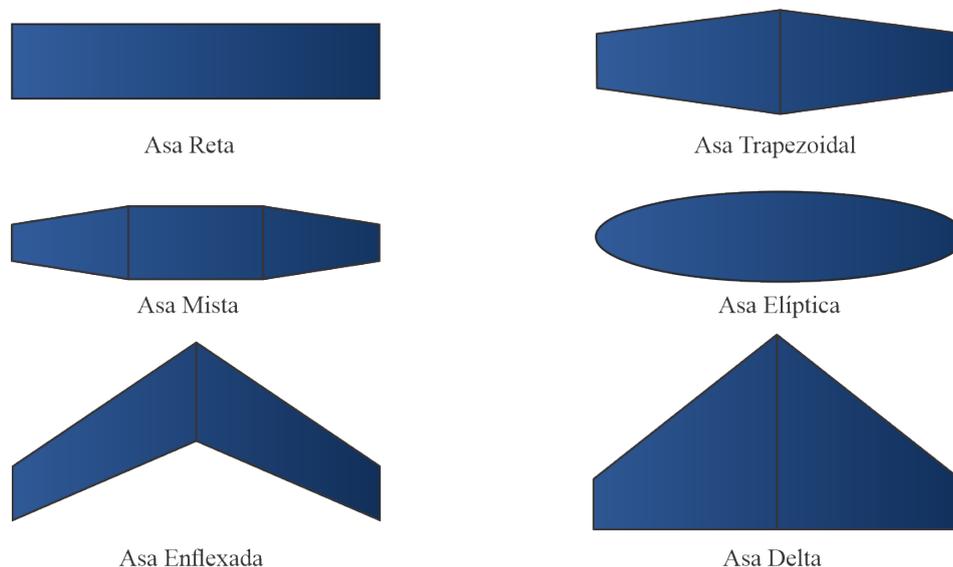
3.2 ASA DE ENVERGADURA FINITA

Para atender às necessidades específicas de cada projeto, diversos modelos de asas são desenvolvidos. Esses modelos possuem diferenças entre si com relação a dimensões, formas geométricas, acoplamento na aeronave, etc.

3.2.1 Forma geométrica e localização da asa na fuselagem

Quanto à geometria, as asas podem possuir uma grande diversidade de formas com vantagens e desvantagens específicas (SANTOS, 2017). As asas podem ter geometrias retangular, trapezoidal ou elíptica, cada uma com as suas especificidades quanto à eficiência e à facilidade de construção. De modo geral, asas com configuração retangular são de fácil construção, porém, menos eficientes devido ao arrasto induzido presente na ponta da asa. Por outro lado, asas elípticas possuem a maior eficiência aerodinâmica, mas com uma complexidade de fabricação maior. Desse modo, para competição SAE a configuração trapezoidal é mais utilizada por possuir características intermediárias entre a configuração retangular e elíptica (MINA; SILVA, 2010). A Figura 11, apresenta as principais geometrias para asas utilizadas na competição SAE Aerodesign.

Figura 11 – Principais formas geométricas de asas.



Fonte: Próprio Autor.

Além disso, um ponto a ser analisado para o estudo da estabilidade estática é com relação a posição do acoplamento da asa na fuselagem. Nesse sentido, há três configurações possíveis: asa alta, média e baixa (VEDOI; OLIVEIRA; FARINA, 2021). Cada configuração, assim como a geometria das asas, possui vantagens e desvantagens como listadas a seguir:

- **Asa Alta:** proporciona maior estabilidade lateral para a aeronave, além de não necessitar de uma pista extensa para realização do pouso. Com essa configuração, é possível dispor de mais espaço para o compartimento de carga.
- **Asa Média:** apresenta menor arrasto, porém, essa configuração proporciona aumento no peso da fuselagem causando, com isso, problemas estruturais.

- **Asa Baixa:** A maior vantagem dessa configuração está relacionada ao projeto do trem de pouso que é acoplado na própria asa. Não necessita de pista extensa para decolagem, porém, gera instabilidade lateral, sendo necessário a adição no ângulo de diedro que é o ângulo da asa com relação a linha longitudinal a asa para corrigir esse problema.

Figura 12 – Tipos de fixação da asa na fuselagem.



Asa Baixa

Asa Média

Asa Alta

Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014b).

3.2.2 Alongamento e relação de afilamento

Para o estudo aerodinâmico e também para realização dos cálculos de estabilidade e controle, dois parâmetros são essenciais para o projeto da asa. São eles: o alongamento e o afilamento.

O alongamento AR , tem sido utilizado, historicamente, como um indicador da eficiência da asa. O alongamento representa a razão entre a envergadura e a corda asa (RAYMER, 2012).

$$AR = \frac{b}{c} \quad (2)$$

Essa equação, é utilizada para geometrias gerais de asa. Para o caso de uma geometria retangular é interessante notar que a área S da asa pode ser calculada através do produto entre a corda c e a envergadura b da asa, logo:

$$S = bc \quad (3)$$

Observando que o valor da corda média aerodinâmica em uma asa reta é exatamente o mesmo da corda do perfil ($c = \bar{c}$), temos:

$$AR = \frac{bb}{b\bar{c}} = \frac{b^2}{S} \quad (4)$$

Um alongamento elevado, representa uma asa de grande envergadura geralmente com uma corda pequena, ao passo que um baixo alongamento representa uma asa de pequena envergadura e corda geralmente grande. De maneira geral, boas relações de alongamento ficam em torno de 3 a 4 (RAYMER, 1999).

O alongamento na prática é parâmetro utilizado para se melhorar consideravelmente o desempenho da asa, pois com o seu aumento é possível reduzir de maneira satisfatória o arrasto induzido (RODRIGUES, 2014b).

A Relação de Afilamento (λ), pode ser definida como o quociente entre a corda da ponta e a corda da raiz da asa (RAYMER, 1999). Segundo Lucena (2018), uma asa com baixa envergadura apresenta uma relação de afilamento entre 0.4 e 0.5. Por outro lado, asas enflechadas (Figura 11) apresentam um λ entre 0.2 e 0.3.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (5)$$

Sendo c_t , a corda da ponta e c_r a corda da raiz, ambos em m .

3.3 AERODINÂMICA DA EMPENAGEM

O dimensionamento dos componentes presentes na empenagem representam um dos aspectos mais empíricos e menos precisos de todo o projeto (RODRIGUES, 2014b). A função primária da estabilizador horizontal (parte fixa) é prover a estabilidade longitudinal e o profundor (parte móvel) atua como forma de garantir o controle longitudinal e a trimagem da aeronave.

Logo, ainda durante a fase preliminar do projeto de uma aeronave destinada a participar da competição SAE Aerodesign, as dimensões da estabilizador horizontal devem ser suficientes para resistir aos esforços atuantes durante o voo, e assim garantir a estabilidade e controle da aeronave.

A metodologia para o dimensionamento da estabilizador horizontal da empenagem se baseia em dados históricos e empíricos, onde é levado em consideração um fator adimensional denominado de volume da cauda horizontal, utilizada para estimar as dimensões mínimas necessárias para o estabilizador horizontal. Esse fator é calculado como:

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S} \quad (6)$$

Sendo l_{HT} a distância entre o CG da aeronave e o centro aerodinâmico do perfil da empenagem horizontal dada em m , S_{HT} a área necessária para estabilizador horizontal da empenagem em m^2 , \bar{c} a corda média aerodinâmica do perfil da asa em m e S a área da asa m^2 .

É possível observar da Equação 6 que o numerador é uma função com parâmetros dependentes da empenagem horizontal, enquanto que o denominador é uma função com parâmetros dependentes da asa. Logo, o volume da cauda horizontal é uma taxa de proporção entre esses dois parâmetros (SADRAEY, 2012).

Utilizando por base os dados de aviões monomotores existentes, os valores ideais para o volume da cauda horizontal estão compreendidos na faixa de 0,35 à 0,5 m^3 (RODRIGUES, 2014b).

A Equação 6, possui como finalidade principal o cálculo da área necessária para o estabilizador horizontal da empenagem de modo a garantir a estabilidade e controle longitudinal da aeronave sendo necessário, portanto, o conhecimento prévio dos parâmetros l_{HT} , S_{HT} , \bar{c} e S . Esses valores são adotados de acordo com a experiência do projetista e às necessidades do projeto. Valores maiores para l_{HT} , acarretam menores valores de área para o estabilizador horizontal (GUIMARÃES et al., 2020).

4 PRINCÍPIOS DE ESTABILIDADE

Neste capítulo são apresentados os principais conceitos da teoria que fundamentam e auxiliam no estudo da estabilidade estática de aeronaves. Para isso, é necessário o conhecimento acerca das forças e momentos que agem sobre a aeronave, bem como o ponto em que esses momentos atuam, que é denominado de Centro de Gravidade e será explicado na seção apropriada dentro deste capítulo.

4.1 FORÇAS SOBRE A AERONAVE

Na nomenclatura aeronáutica existem quatro forças atuantes na aeronave. Essa nomenclatura se restringe, obviamente, ao ambiente particular de quem lida com o voo e seu conhecimento é essencial para que os pilotos possam operar apropriadamente (STUDART; DAHMEN, 2006). Nesse sentido, o ar escoando em uma determinada direção em relação ao avião produz uma força sobre o mesmo chamada de força aerodinâmica total. Essa força, por sua vez, pode ser decomposta em duas componentes: a sustentação e o arrasto. Além disso, outras duas forças atuam na aeronave que são a tração e o peso. A Figura 13, apresenta a atuação dessas forças na aeronave.

Figura 13 – Principais forças atuantes na aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

Essas quatro forças são detalhadas a seguir:

- **Sustentação (S):** é a componente da força aerodinâmica total perpendicular à direção do voo resultante da diferença de pressão gerada pela asa.
- **Arrasto (D):** é a componente da força aerodinâmica total paralela à direção do voo. Essa força é essencialmente devido ao atrito entre a superfície do avião e o ar.
- **Tração (T):** é a força produzida pelo grupo motor propulsor e atua no eixo longitudinal da aeronave.

- **Peso (P):** é a aceleração da gravidade atuante sobre a massa do avião em direção ao centro da terra.

4.2 CENTRO DE GRAVIDADE (CG)

A determinação da posição do Centro de Gravidade (CG) da aeronave é essencial para o estudo de estabilidade. Nessa seção, é apresentado um modelo analítico que possibilita a realização do cálculo da posição do CG através do balanceamento de momentos atuantes na aeronave. O CG, do ponto de vista de uma aeronave, pode ser definido como um ponto de referência no qual os momentos atuantes no nariz da aeronave (no sentido anti-horário, negativo) possuem a mesma intensidade e sentido contrário (no sentido horário, positivo) que os momentos atuantes na cauda, de modo que não exista tendência de rotação em nenhuma direção. A Equação 7, demonstra como determinar o CG a partir da relação entre os momentos gerados por cada componente da aeronave e o seu peso total tomando como referência uma linha perpendicular ao eixo do motor.

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i d_i}{W_t} \quad (7)$$

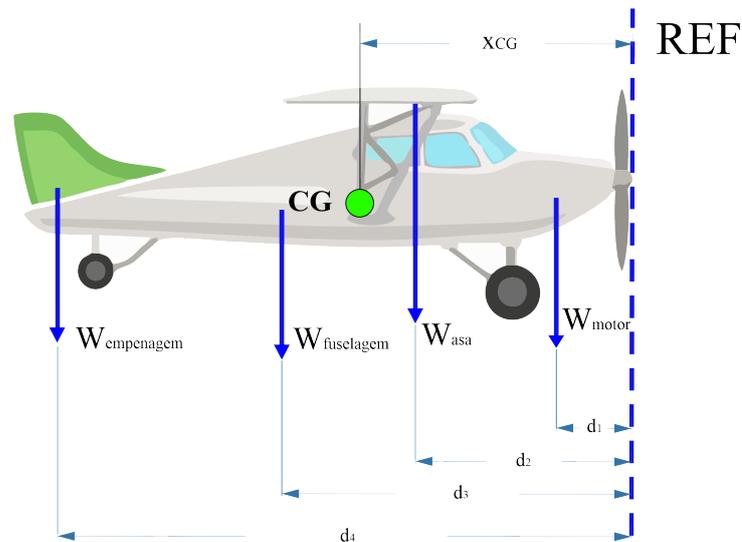
Sendo W_i o peso de cada elemento gerador de momento em N , W_t o peso total da aeronave também em N , d é a distância a partir da linha de referência até o centroide do elemento analisado dado em m e n o número de elementos considerados.

Para a aplicação da Equação 7, é necessário tomar como referência uma linha imaginária e, a partir desta, calcular a influência dos momentos gerados por cada componente. A partir disto, são somados todos os momentos gerados pelos componentes da aeronave considerando os respectivos sentidos e, então, divide-se o resultado pelo peso total da aeronave. É importante ressaltar, que a Figura 14 apresenta apenas os principais componentes da aeronave, sendo necessário considerar mais componentes na realização do cálculo para uma análise mais detalhada.

A posição do CG, é interessante que seja representado em função da corda da raiz da asa como apresentado a seguir:

$$CG\%_c = \frac{\bar{x}_{CG} - x_W}{c} 100\% \quad (8)$$

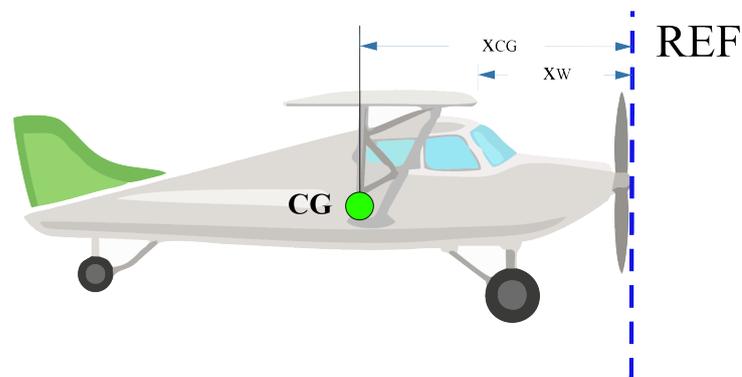
Figura 14 – Determinação do CG da aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

Na Equação 8, $CG\%_c$ representa a localização do CG da aeronave em relação a corda da asa em termos de porcentagem, x_{CG} é a distância perpendicular a linha de referência até o CG e x_W é a distância perpendicular a linha de referência até o bordo de ataque e, finalmente, c é a corda da asa. A Figura 15 ilustra esse conceito.

Figura 15 – Posição do CG em função de uma porcentagem da corda na raiz da asa.



Fonte: Próprio Autor.

Para aeronaves destinadas a participar da competição SAE Aerodesign, a posição do CG está, geralmente, posicionado de 20% a 30% da corda para boas qualidades de estabilidade e controle (RODRIGUES, 2014b).

4.3 ESTABILIDADE ESTÁTICA

A área de estabilidade e controle de uma aeronave estuda o quão bem um avião performa durante o voo e a facilidade com que o mesmo responde aos comandos (NELSON et al., 1998). A estabilidade pode ser entendida como a tendência de um avião de retornar

a sua posição de equilíbrio após uma perturbação. Essa perturbação pode ser originada, basicamente, por dois fatores: uma ação incorreta do piloto na realização de manobras quando ajustes da superfície de controle são realizados durante o voo ou originada por fenômenos atmosféricos inesperados como rajadas de vento, gradientes de velocidades do vento ou turbulências. Para uma aeronave pequena, como é o caso das que competem na SAE Aerodesign, a influência de rajadas de vento lateral ocorre com maior intensidade, portanto, a mesma necessita de uma estabilidade maior sem perder a capacidade de realizar as manobras requeridas durante o percurso (EMMERICK, 2011).

Em uma condição de voo normal, é comum que o piloto realize ajustes na superfície de controle de modo que após encerrada tal ação a aeronave mantenha a condição de voo escolhida mesmo que não ocorra mais interferência nesses controles (COOK, 2012). Dessa forma, uma aeronave instável exige que o piloto corrija manualmente todos os movimentos indesejados provenientes da instabilidade até que se consiga colocar a aeronave no ponto de trimagem, gerando assim maior exaustão e estresse durante as missões de voo. A análise das condições de trimagem, portanto, é de suma importância para se verificar qual o ângulo de ataque, coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto e deflexão do profundor permitirá que a aeronave atinja a trimagem para diferentes valores de velocidade. (NORONHA; EGERT; EGERT, 2019).

A estabilidade e controle estão diretamente ligadas à manobrabilidade e à capacidade da aeronave de se manter estável durante o voo, de modo que uma alta manobrabilidade implica em voos menos estáveis visto que pequenos ângulos de deflexão nas superfícies de controle já são suficientes para provocar rotações significativas em torno dos eixos enquanto que aeronaves muito estáveis dificultam à realização de manobras requerendo superfícies de controle mais robustas e, conseqüentemente, acrescentando massa à estrutura final do avião (HALLA, 2018). É interessante para o piloto que a aeronave possua boa resposta aos comandos dos controladores aliado à uma estabilidade suficiente para manter a aeronave em equilíbrio frente à perturbações do ar. Portanto, o correto dimensionamento das superfícies de controle e estabilizadores é essencial para o projeto aerodinâmico de um avião, pois são os responsáveis por controlar (manobrar) ou manter (estabilizar) a aeronave sobre os eixos horizontal, lateral e vertical.

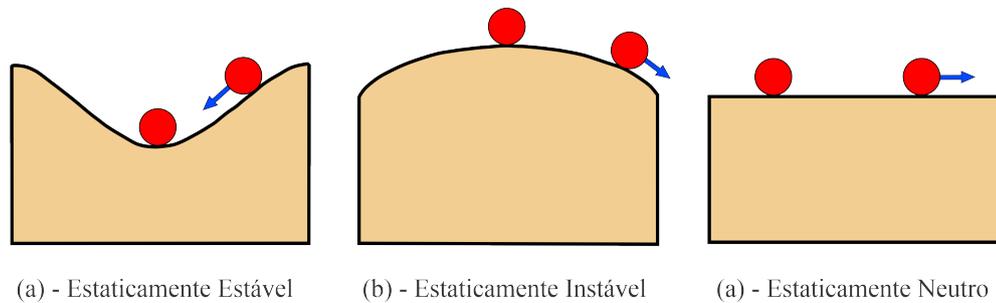
Para o caso das aeronaves destinadas a participar da competição SAE Aerodesign, nota-se uma tendência em projetos que optam por maior estabilidade em detrimento da maior manobrabilidade (BENCKE et al., 2011). Essa tendência pode ser explicada ao se analisar as características e requisitos exigidos pela competição, cujo objetivo é projetar uma aeronave que possa transportar a maior quantidade de carga possível com segurança, e que consiga aterrissar sem que falhas ou acidentes ocorram. Com isso, a SAE simula alguns dos principais desafios da indústria aeronáutica no transporte de cargas frágeis ou mesmo de passageiros. Além disso, durante a competição não é necessário (nem recomendado) a execução de acrobacias.

4.3.1 Definição de estabilidade estática

O estudo da estabilidade visa analisar estados de equilíbrio do voo de aeronaves. Um sistema em equilíbrio permanece em equilíbrio se não houver perturbações pela ação de forças ou momentos externos. Na engenharia aeronáutica, a estabilidade é dividida em dois ramos: estática e dinâmica (FLORES et al., 2017). Para o presente trabalho, o foco está voltado para o estudo da estabilidade estática.

Se as forças e momentos atuantes em uma aeronave tendem a retorná-la para a posição inicial após uma perturbação, esta é dita estar estaticamente estável. Para ilustrar isso, podemos considerar uma esfera sobre uma superfície curva semelhante a Figura 16 (a). A esfera após um determinado tempo posterior a perturbação retornará à Posição central (de equilíbrio) (ANDERSON; BOWDEN, 2005).

Figura 16 – Estabilidade Estática.



(a) - Estaticamente Estável

(b) - Estaticamente Instável

(a) - Estaticamente Neutro

Fonte: Adaptado de Raymer (1999).

Por outro lado, observa-se na Figura 16 (b) que a esfera após qualquer distúrbio sofrido tende a se afastar da posição de equilíbrio, ou seja, a mesma se encontra em uma condição de instabilidade estática. Já para a Figura 16 (c) para todo e qualquer distúrbio sofrido, a esfera tende a adquirir uma nova posição de equilíbrio diferente da anterior, desse modo, a mesma pode ser considerada estaticamente neutra. Para o caso de uma aeronave, é natural observar a partir dos conceitos supracitados que ela deve possuir estabilidade estática de forma a garantir que após qualquer distúrbio, seja por fenômenos atmosféricos inesperados ou pela própria ação do piloto, ela retorne para a sua posição de equilíbrio.

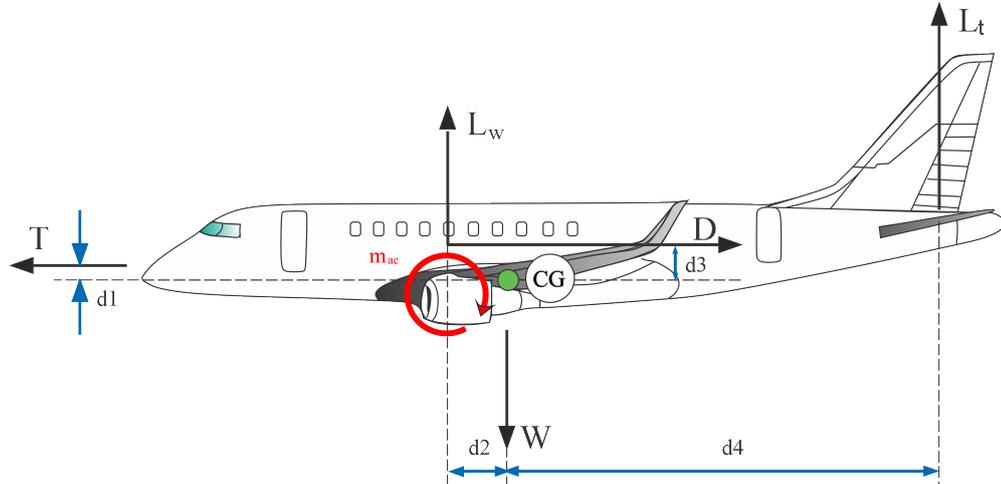
A estabilidade de uma aeronave depende da aplicação do projeto, por exemplo, aviões cargueiros possuem uma maior estabilidade que aviões caças supersônicos, pois no caso do segundo, os requisitos da missão exigem uma capacidade de manobra elevada (RODRIGUES, 2014b).

4.3.2 Momentos em uma aeronave

Para a análise de estabilidade longitudinal estática, é fundamental o estudo dos momentos atuantes em torno do CG da aeronave. Desse modo, a Figura 17 apresenta a

vista lateral de uma aeronave com as forças geradoras dos momentos mais significativos na determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática.

Figura 17 – Forças e momentos atuantes em uma aeronave durante o voo.



Fonte: Próprio Autor.

Por meio da Figura 17, é possível realizar um balanço de momentos em torno do CG de modo a determinar o momento resultante da seguinte forma:

$$m_{CG} = -Td_1 + L_w d_2 + Dd_3 - L_t d_4 + m_{ac} \quad (9)$$

Na Equação 9, m_{CG} representa o momento total em torno do CG da aeronave, T é a tração exercida pelo motor, L_w representa a sustentação máxima fornecida pela asa, D é o arrasto total sobre a aeronave, L_t é a sustentação fornecida pelo estabilizador horizontal todos dados em N e m_{ac} é o momento atuante em torno do Centro Aerodinâmico da asa em Nm . Os termos à direita da Equação 9, podem ser determinados através dos cálculos realizados pelas equipes de aerodinâmica e desempenho de modo que:

1. A Tração (T), pode ser determinada analiticamente ou experimentalmente através das características geométricas da hélice e parâmetros de desempenho do motor como rotação e potência;
2. A Sustentação da asa (L), é determinada a partir do conhecimento do Coeficiente de Sustentação da asa (C_L) através do estudo da Teoria da Linha Sustentadora de Prandtl de modo que o mesmo pode ser determinado como:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{L=0}). \quad (10)$$

Sendo a um número adimensional que representa o coeficiente angular da curva da asa, α é o ângulo de ataque e $\alpha_{L=0}$ é o ângulo de ataque para sustentação nula dados em graus. Desse modo, a sustentação da asa é dado pela equação:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (11)$$

Sendo ρ a densidade do ar, v a velocidade do ar escoando sobre a aeronave, S a área plana da asa e C_L o coeficiente de sustentação para o ângulo de ataque analisado.

3. O Arrasto total (D), é determinado a partir do somatório do arrasto induzido com o coeficiente de arrasto do perfil.

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (12)$$

Sendo c_d o coeficiente de arrasto sobre o perfil determinado a partir da observação das curvas c_d vs α para o ângulo de ataque estudado. O C_{Di} , representa o arrasto induzido da aeronave sendo dado por:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (13)$$

4. A sustentação da empenagem horizontal (L_t) é dada pela equação:

$$L_t = C_{Lt} \bar{q}_t S_t \quad (14)$$

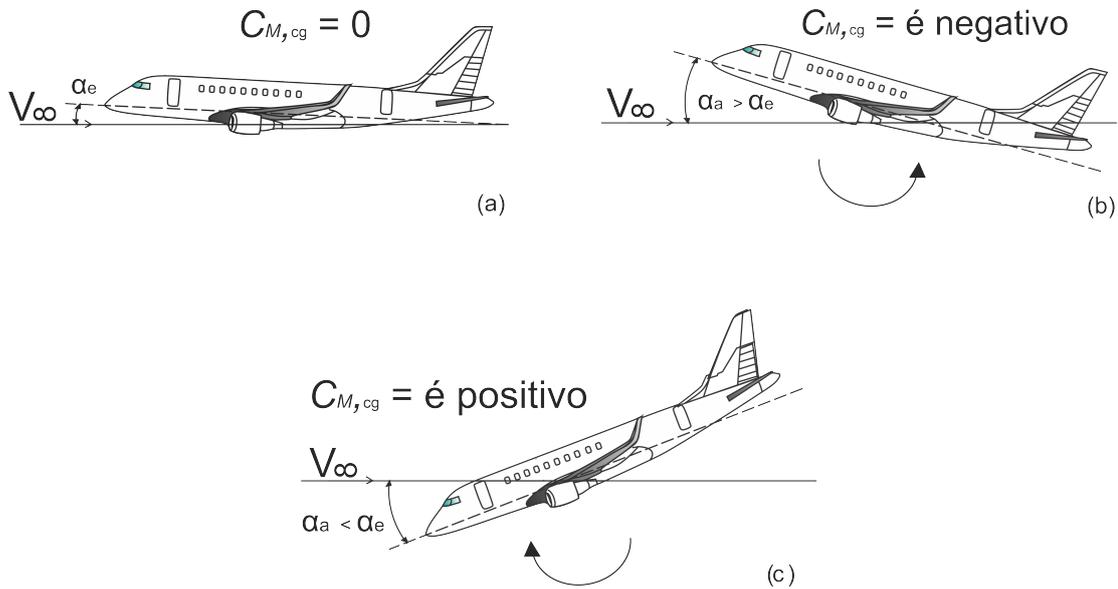
Sendo S_t a área plana da empenagem horizontal, \bar{q}_t a pressão dinâmica da mesma dada por: $\bar{q}_t = \frac{1}{2} \rho v_t^2$. Aqui, v_t representa a velocidade de escoamento do ar sobre a empenagem horizontal que é, ligeiramente, inferior à velocidade do ar na asa. Por fim, C_{Lt} é o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal que será melhor definido na seção referente a contribuição da estabilizador horizontal para estabilidade longitudinal estática.

É importante ressaltar que uma aeronave somente está em equilíbrio quando o momento ao redor do CG for igual a zero, portanto, como será apresentado a seguir, um avião somente estará trimado quando o coeficiente de momento ao redor do CG for nulo, $m_{CG} = 0$.

4.4 ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA

Para que a aeronave se mantenha estável longitudinalmente (em torno do eixo horizontal perpendicular à fuselagem da aeronave), durante o voo é necessário que exista um momento restaurador que retorne a mesma para a posição de equilíbrio após ocorrida alguma perturbação. Esse momento restaurador, é gerado a partir da influência dos termos presentes à direita da Equação 9, que atuam sobre a aeronave após alterações no seu ângulo de ataque, de modo a retorná-la a posição trimada. A Figura 18, ilustra o conceito de estabilidade longitudinal estática.

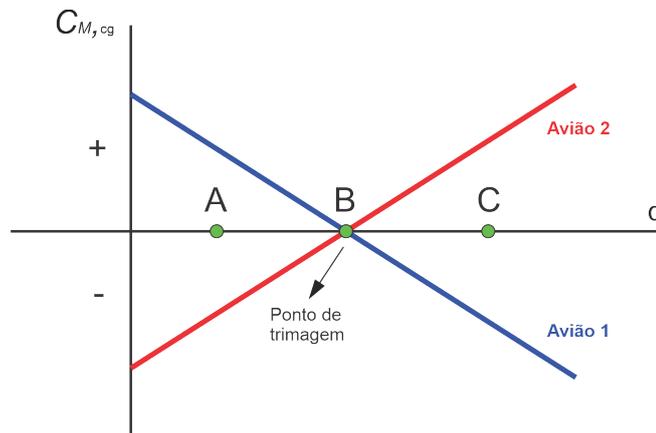
Figura 18 – (a) Equilíbrio (trimada); (b) Momento de arfagem negativo; (c) Momento de arfagem positivo.



Fonte: Próprio Autor.

Para exemplificar essa situação graficamente, considere os dois aviões da Figura 19, onde apresenta o gráfico que representa os momentos de arfagem em torno do CG da aeronave em função do seu ângulo de ataque.

Figura 19 – Coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque.



Fonte: Próprio Autor.

Observe que os dois aviões estão voando no ângulo de trimagem (ponto B), ou seja, no ângulo α que promove a estabilidade longitudinal da aeronave e que é o ponto em que a curva do coeficiente de momento cruza o eixo horizontal e o momento de arfagem é igual a zero. Agora, considere que as duas aeronaves são deslocadas dos seus respectivos pontos de equilíbrio, devido a uma rajada de vento repentina, que aumenta o ângulo de ataque para o ponto C (o nariz da aeronave é deslocado para cima). Nesse caso, existirá

um momento restaurador negativo atuante no avião 1 que tenderá a rotacionar o nariz para baixo retornando o mesmo para sua posição de equilíbrio. Por outro lado, no avião 2 existirá um momento positivo que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima afastando a mesma cada vez mais da posição de equilíbrio. Esses momentos restauradores são influenciados por diversos fatores como a posição do CG, ângulos de incidência da asa, estabilizadores horizontal e vertical, bem como as superfícies de controle que exercem uma força sobre a aeronave devido ao escoamento do fluido.

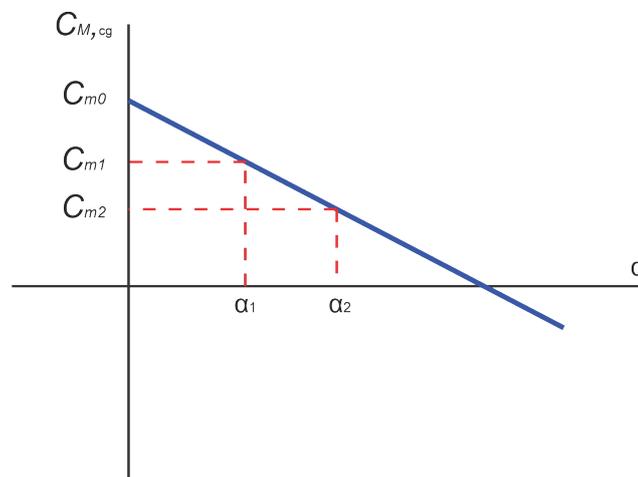
De maneira semelhante, se a rajada de vento rotacionar o nariz para baixo (Ponto A) existirá no avião 1 um momento restaurador positivo que tenderá a retorná-lo para posição de equilíbrio através da rotação do nariz da aeronave para cima. Para o avião 2, acontecerá o inverso pois haverá um momento rotacionando o nariz do mesmo para baixo afastando-o da sua posição de equilíbrio. Dessa forma, o diagrama de coeficiente de momento nos indica de forma gráfica a característica de estabilidade da aeronave, sendo que o objetivo de todo projeto aeronáutico é obter um gráfico semelhante à aeronave 1.

Nesse sentido, é fundamental entender que o gráfico da Figura 19 representa a curva de momento de arfagem em função do ângulo de ataque, ou seja, é a curva que representa o momento angular em torno do eixo lateral, que varia conforme o ângulo de ataque muda durante o voo.

Verifica-se, com isso, que a condição primordial para garantia da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave depende diretamente do coeficiente angular da curva de momento em torno do CG, que depende do ângulo de ataque, devendo este ser negativo. Logo, a curva do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque deve ser decrescente, $C_{m\alpha} < 0$ (NELSON et al., 1998).

O coeficiente angular do momento em torno do CG pode ser calculado como apresentado na Figura 20.

Figura 20 – Determinação do coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque.



Fonte: Próprio Autor.

O coeficiente angular da curva de momento em torno do CG da aeronave em função do ângulo de ataque pode ser calculado como segue:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} = \frac{C_{m2} - C_{m1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (15)$$

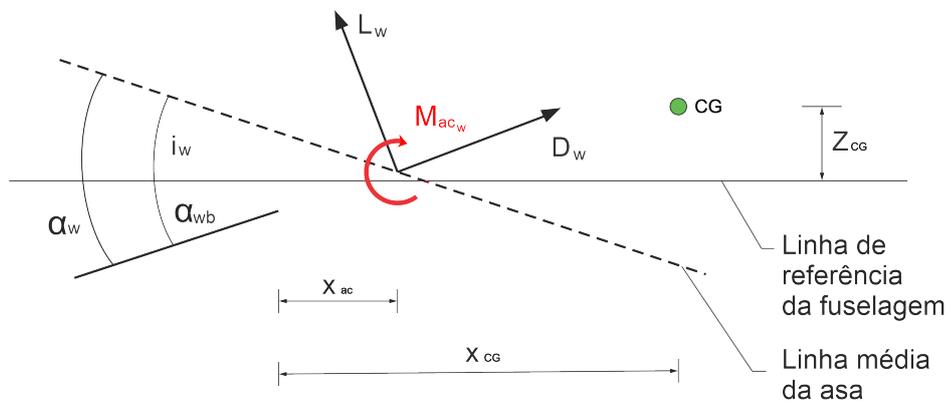
Além disso, outro critério a ser considerado para que a aeronave possua estabilidade longitudinal estática está relacionado ao ângulo de trimagem que deve, necessariamente, ser positivo ($C_{m0} > 0$) para que a aeronave apresente o mesmo comportamento do avião 1 (RODRIGUES, 2014b). Logo, as condições para que a aeronave possua estabilidade estática longitudinal são que o coeficiente angular da curva de momento em torno do CG $\frac{dC_m}{d\alpha}$ seja negativo e que o ângulo de trimagem seja positivo.

Ao analisar os critérios de estabilidade longitudinal estática até o momento, foi considerada apenas a curva de momento de arfagem total da aeronave, porém, é interessante para o projeto aeronáutico se conhecer a contribuição da asa, estabilizador horizontal e fuselagem para a formação dessa curva (NELSON et al., 1998). Por isso, nas próximas seções é realizada a formulação matemática necessária para se avaliar os critérios de estabilidade longitudinal estática a partir da contribuição desses três elementos bem como é explicado a teoria matemática que fundamenta as equações.

4.4.1 Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática

A contribuição da asa para estabilidade longitudinal estática pode ser analisada a partir do auxílio da Figura 21, onde são apresentadas as forças (Sustentação (L_w) e Arrasto (D_w)) e o momento (M_{acw}) devido a asa e a posição relativa do CG e do Centro Aerodinâmico da asa.

Figura 21 – Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática.



Fonte: Adaptado de Nelson et al. (1998).

Para essa análise, é necessário definir algumas nomenclaturas como se segue:

- i. O ângulo de ataque de uma aeronave é o ângulo entre o vento relativo e a linha de referência longitudinal a fuselagem (LRF). Esse ângulo é denotado por α_{wb} ;
- ii. A asa é representada apenas pela sua corda média aerodinâmica (\bar{c});
- iii. A asa é posicionada com um ângulo i_w relativo à LRF. Isso é feito para que a fuselagem voe horizontalmente durante a operação de cruzeiro. Logo, $\alpha_w = \alpha_{wb} + i_w$ ou $\alpha_{wb} = \alpha_w - i_w$;
- iv. h_{ac} é a distância do bordo de ataque até a o Centro Aerodinâmico do perfil;
- v. h_{CG} é a distância do bordo de ataque até o Centro de Gravidade;
- vi. Z_{CG} é a distância vertical entre a posição do Centro Aerodinâmico e o Centro de Gravidade;

É possível obter a equação que representa a contribuição da asa para estabilidade longitudinal estática através da parcela do momento de arfagem em torno na aeronave referente a asa, M_{CG_w} . Esse momento, pode ser determinado a partir do somatório de todos os momentos atuantes na asa. Logo:

$$M_{1w} = L_w \cos(\alpha_w - i_w)[h_{CG} - h_{ac}] \quad (16)$$

$$M_{2w} = D_w \sin(\alpha_w - i_w)[h_{CG} - h_{ac}] \quad (17)$$

$$M_{3w} = L_w \sin(\alpha_w - i_w)Z_{CG} \quad (18)$$

$$M_{4w} = D_w \cos(\alpha_w - i_w)Z_{CG} \quad (19)$$

Além disso, é importante considerar a contribuição do momento em torno do centro aerodinâmico do perfil, M_{acw} .

Como forma de simplificar a análise, as seguintes considerações são válidas:

$$\cos(\alpha_w - i_w) = 1, \quad \sin(\alpha_w - i_w) = \alpha_w - i_w, \quad L_w \gg D_w$$

Essas aproximações são válidas, pois geralmente o ângulo α_w é muito pequeno e a força de sustentação é bem maior que a força de arrasto, e como para a maioria dos aviões a posição Z_{CG} do centro de gravidade possui um braço de momento muito pequeno pode-se considerá-lo igual a zero. Logo, o somatório de momentos pode ser escrito em

sua forma simplificada desprezando-se a contribuição da força de arrasto e do braço de momento Z_{CG} . Logo, M_{CG_w} é dado por:

$$M_{CG_w} = M_{acw} + L_w[h_{CG} - h_{ac}] \quad (20)$$

A Equação 20 pode ser reescrita na forma de coeficientes através da divisão de todos os termos pela relação $\frac{1}{2}\rho v^2 S \bar{c}$ que representa pressão dinâmica sobre a asa. Logo:

$$\frac{M_{CG_w}}{\frac{1}{2}\rho v^2 S \bar{c}} = \frac{M_{acw}}{\frac{1}{2}\rho v^2 S \bar{c}} + \frac{L_w[h_{CG} - h_{ac}]}{\frac{1}{2}\rho v^2 S \bar{c}} \quad (21)$$

Note que esses coeficientes adimensionais agora são representados por:

$$C_{m_{CG_w}} = \frac{M_{CG_w}}{\frac{1}{2}\rho v^2 S \bar{c}}; \quad C_{m_{acw}} = \frac{M_{acw}}{\frac{1}{2}\rho v^2 S \bar{c}}; \quad C_{L_w} = \frac{L_w}{\frac{1}{2}\rho v^2 S}$$

Portanto:

$$C_{m_{CG_w}} = C_{m_{acw}} + C_{L_w} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (22)$$

A variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque da asa é calculada pela Equação 23 apresentada a seguir:

$$C_{L_w} = C_{L_{0w}} + C_{L_{\alpha w}}(\alpha) \quad (23)$$

Sendo $C_{L_{0w}}$ o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo ($\alpha_w = 0^\circ$) e $C_{L_{\alpha w}}$ representa o coeficiente angular da curva C_L versus α da asa. Logo:

$$C_{m_{CG_w}} = C_{m_{acw}} + (C_{L_{0w}} + C_{L_{\alpha w}}(\alpha)) \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (24)$$

Aplicando-se as condições necessárias para se garantir a estabilidade longitudinal estática é possível observar que o coeficiente de momento para uma condição de ângulo de ataque $\alpha_w = 0$ é:

$$C_{m_{0w}} = C_{m_{acw}} + C_{L_{0w}} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (25)$$

Derivando a Equação 24 em função de α é possível obter o coeficiente angular da curva de momento de arfagem em torno do CG para a contribuição da asa como:

$$C_{m_{\alpha w}} = C_{L_{\alpha w}} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (26)$$

Analisando a Equação 26, é possível observar que para o coeficiente angular ser negativo e, portanto, contribuir positivamente para a estabilidade longitudinal estática da aeronave, o centro de gravidade deve estar localizado à frente do centro aerodinâmico, porém, em aeronaves convencionais não é isto que ocorre, portanto, a asa isolada se caracteriza por um componente desestabilizante na aeronave, logo, torna-se necessária a presença da superfície horizontal da empenagem que através da sustentação gerada pelo seu perfil aerodinâmico é capaz de contrapor a forças geradas pela asa e, assim, estabilizar a aeronave.

4.4.2 Contribuição da estabilizador horizontal na estabilidade longitudinal estática

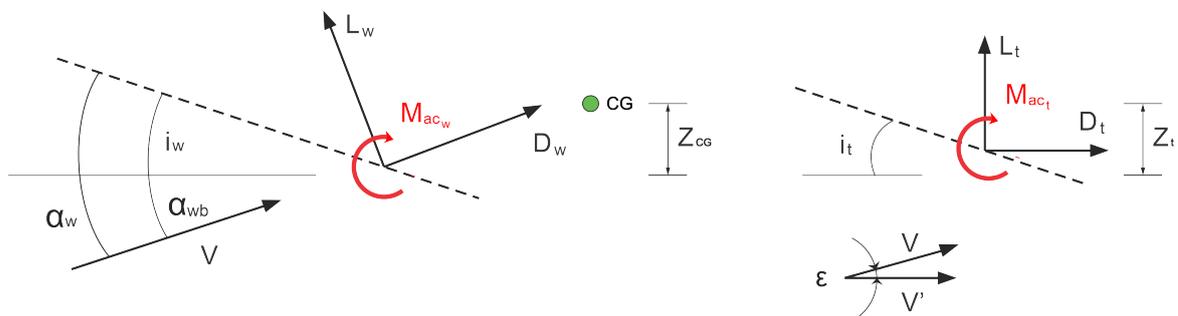
Nessa seção, é apresentado um modelo analítico para determinar a contribuição da empenagem horizontal para os critérios de estabilidade longitudinal estática. Esse modelo, é desenvolvido tomando como referência as forças e momentos atuantes sobre a empenagem horizontal.

Para as aeronaves que participam da competição SAE Aerodesign a configuração da empenagem localizada na cauda do avião se mostrou muito mais eficiente (PIMENTEL et al., 2017). Desse modo, como a estabilizador horizontal da empenagem está montada na aeronave em uma posição atrás da asa, deve-se observar alguns critérios para garantir o controle da aeronave, uma vez que nessa condição de montagem, a empenagem está sujeita a efeitos de interferência que afetam diretamente a aerodinâmica da mesma. Esses efeitos ocorrem:

- i. Devido ao escoamento induzido, pois a direção do vento relativo que atua na asa não é o mesmo que atua na superfície de controle;
- ii. Devido ao atrito de superfície e ao arrasto de pressão que sobre a asa o escoamento de ar que atinge a empenagem possui velocidade inferior ao da asa e, desse modo, a pressão dinâmica é menor na empenagem comparado à asa.

A partir das considerações realizadas é possível determinar a equação que descreve a contribuição da empenagem horizontal para a estabilidade longitudinal através da parcela da mesma na curva do momento de arfagem em torno do CG da aeronave. A Figura 22, apresenta os momentos gerados em torno do centro de gravidade da aeronave.

Figura 22 – Contribuição da empenagem horizontal na estabilidade longitudinal estática.



Fonte: Adaptado de Nelson et al. (1998).

Assim como na asa, o momento em torno do CG da aeronave pela influência da empenagem horizontal pode ser obtido a partir do somatório de todos os momentos atuantes na empenagem. Logo:

$$M_{1t} = L_t \cos(\alpha_{wb} - \varepsilon)l_t \quad (27)$$

$$M_{2t} = D_t \sin(\alpha_{wb} - \varepsilon)l_t \quad (28)$$

$$M_{3t} = L_t \sin(\alpha_w - i_w)z_t \quad (29)$$

$$M_{4t} = D_t \cos(\alpha_w - i_w)z_t \quad (30)$$

Devido ao braço de momento referente a distância l_t ser o maior na aeronave, é possível verificar que a Equação 27 é a que possui maior intensidade, desse modo, algumas simplificações podem ser realizadas a fim de facilitar a solução da equação. Essas simplificações são as seguintes:

- i. O braço de momento z_t é muito menor que o braço de momento L_t , logo z_t pode ser considerado praticamente nulo para fins de cálculo;
- ii. A força de arrasto D_t é muito menor que a força de sustentação L_t na superfície de controle, desse modo, a mesma também pode ser considerada praticamente nula;
- iii. O ângulo $(\alpha_w - i_w)$, geralmente é muito pequeno, logo as seguintes simplificações são válidas: $\sin \alpha_w - i_w \approx 0$ e $\cos \alpha_w - i_w \approx 1$.
- iv. O momento em torno do centro aerodinâmico do perfil da empenagem horizontal geralmente é muito pequeno, logo, o mesmo também pode ser considerado nulo para fins de cálculo.

Desse modo, considerando as simplificações realizadas, o M_{CG_t} para contribuição da empenagem horizontal pode ser escrito como:

$$M_{CG_t} = -l_t L_{L_t} \quad (31)$$

Percebe-se que a contribuição da empenagem horizontal para a estabilidade longitudinal estática é uma função simplificada que depende apenas da distância l_t e da força de sustentação L_t gerada pela estabilizador horizontal.

Para tornar a Equação 31 adimensional é necessário determinar, primeiramente, a força de sustentação da empenagem em função do seu coeficiente de sustentação que é dado por:

$$L_t = \frac{1}{2} \rho v^2 S_t C_{L_t} \quad (32)$$

Na forma de coeficiente de sustentação, a Equação 32 é reescrita a seguir.

$$C_{L_t} = \frac{L_t}{q_\infty} S_t \quad (33)$$

Sendo q_∞ a pressão dinâmica atuante dada por $q_\infty = \frac{1}{2}\rho v^2$.

Substituindo a Equação 32 na Equação 31, tem-se que:

$$M_{CG_t} = -l_t q_\infty S_t C_{L_t} \quad (34)$$

Adimensionalizando-se o momento ao redor do CG através das condições de escoamento na asa, tem-se que:

$$\frac{M_{CG_t}}{q_\infty S_w \bar{c}} = \frac{-l_t q_\infty S_t C_{L_t}}{q_\infty S_w \bar{c}} \quad (35)$$

Que resulta em:

$$C_{m_{CG_t}} = \frac{-l_t S_t}{S_w \bar{c}} C_{L_t} \eta \quad (36)$$

O termo η , é chamado de eficiência de cauda que é oriunda da relação entre a pressão dinâmica da asa e a pressão dinâmica atuante na superfície da empenagem. Para fins de projeto, a eficiência de cauda corresponde a um valor entre 80% e 95% dependendo da localização da empenagem com relação a asa (JR; CERQUEIRA, 2010). Logo:

$$\eta = \frac{q_{\infty t}}{q_{\infty w}} = \frac{\frac{1}{2}\rho v_t^2}{\frac{1}{2}\rho v_w^2} \quad (37)$$

O quociente $\frac{-l_t S_t}{S_w \bar{c}} C_{L_t}$ representa o volume da cauda horizontal presente na Equação 6. Desse modo, a Equação 37 pode ser reescrita como:

$$C_{m_{CG_t}} = -V_H C_{L_t} \eta \quad (38)$$

Portanto, percebe-se que a contribuição da estabilizador horizontal da empenagem, com relação ao CG da aeronave, para garantir a estabilidade longitudinal estática, depende diretamente do volume de cauda adotado e do coeficiente de sustentação gerado no estabilizador horizontal.

Para expressar a Equação 38 em função do ângulo de ataque, tomamos a Figura 22 como referência, na qual pode-se observar que:

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t \quad (39)$$

O coeficiente de sustentação do estabilizador horizontal pode ser escrito como:

$$C_{L_t} = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \alpha_t = C_{L_{\alpha t}} \alpha_t \quad (40)$$

$$C_{Lt} = C_{Lat}(\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t) \quad (41)$$

O ângulo provocado pelo escoamento induzido ε é complexo para ser determinado analiticamente e normalmente é determinado experimentalmente. Uma expressão que permite a determinação de ε pode ser escrita do seguinte modo:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_w \quad (42)$$

O ângulo de ataque induzido ε , e seu correspondente ε_0 , para uma condição de ângulo de ataque zero pode ser calculado a partir da teoria da asa finita para uma distribuição elíptica de sustentação pela aplicação das Equações 43 e 45.

$$\varepsilon = \frac{114,6C_{Lw}}{\pi AR_w} \quad (43)$$

$$\varepsilon = \frac{114,6C_{L0}}{\pi AR_w} \quad (44)$$

A relação de mudança do ângulo de ataque induzido em função do ângulo de ataque é determinada a partir da derivada da Equação 43, portanto:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{114,6C_L}{\pi AR_w} \quad (45)$$

Assim, substituindo as Equações 42 e 45 na Equação 41, tem-se que:

$$C_{Lt} = C_{Lat} \left[\alpha_w - i_w + i_t - \left(\varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_w \right) \right] \quad (46)$$

Que pode ser reorganizado como:

$$C_{Lt} = C_{Lat}\alpha_w \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_w \right) - C_{Lat}(i_w - i_t + \varepsilon_0) \quad (47)$$

Substituindo a Equação 47 na Equação 38 e aplicando a propriedade distributiva, tem-se que:

$$C_{mCGt} = -V_H\eta C_{Lat}\alpha_w \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_w \right) + V_H\eta C_{Lat}(i_w - i_t + \varepsilon_0) \quad (48)$$

A Equação 48 pode ser expressa em termos de uma equação linear que permite a determinação do coeficiente de momento ao redor do CG da aeronave em função do ângulo de ataque do seguinte modo:

$$C_{mCGt} = C_{m0t} + C_{m\alpha t}\alpha \quad (49)$$

Comparando a Equação 48 com a Equação 49, é possível observar que:

$$C_{m0t} = V_H \eta C_{Lat} (i_w - i_i + \varepsilon_0) \quad (50)$$

$$C_{mat} = -V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (51)$$

Logo, observa-se que a contribuição do estabilizador horizontal para se obter uma condição de estabilidade longitudinal estática pode ser controlada pela correta seleção do volume de cauda V_H e do coeficiente angular C_{Lat} . O coeficiente angular da curva de momento será cada vez mais negativo se forem aumentados os valores do braço de momento l_t , da área do estabilizador horizontal S_t e do coeficiente angular C_{Lat} da curva C_L vs α do estabilizador horizontal. Portanto, o projetista pode ajustar qualquer um desses fatores como forma de se atingir a condição de estabilidade desejada.

4.4.3 Contribuição da fuselagem na estabilidade longitudinal estática

Assim como a asa e a empenagem horizontal influenciam nos critérios de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, a fuselagem também tem uma parcela de contribuição na curva de momento de arfagem em torno do CG embora na maioria das vezes seja relativamente pequena (BIRD; LICHTENSTEIN; JAQUET, 1952). Especificamente para a competição SAE, a fuselagem deve possuir as menores dimensões possíveis de modo a diminuir a influência do arrasto parasita (associada com o atrito viscoso e o arrasto de pressão provenientes da separação do escoamento ao redor de toda a superfície do avião) na aeronave, no entanto, deve oferecer espaço livre para o transporte de carga e dos dispositivos elétricos.

Através de estudos considerando um escoamento de fluido ideal e a partir da equação da quantidade de movimento e considerações de energia, verificou-se que a variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para corpos compridos de seção transversal circular (a exemplo dos utilizados em modelos de fuselagem na indústria aeronáutica) é proporcional ao volume do corpo e à pressão dinâmica atuante. Desse modo, a partir da teoria aerodinâmica, verificou-se que o melhor modelo de fuselagem é aquele em que a dimensão do comprimento é maior que as dimensões da altura e largura (MUNK; STRAND, 1992).

Em um estudo realizado por Multhopp (1942), avaliou-se a influência do escoamento induzido ao longo da fuselagem na presença da asa para diversos modelos de seção transversal para a fuselagem. Um resumo das equações utilizadas e dos resultados obtidos em seu trabalho são apresentados a seguir para a determinação dos valores de C_{m0f} e $C_{m\alpha f}$.

Para a determinação do coeficiente de momento da fuselagem na condição de um ângulo de ataque nulo pode ser determinada a partir da equação a seguir:

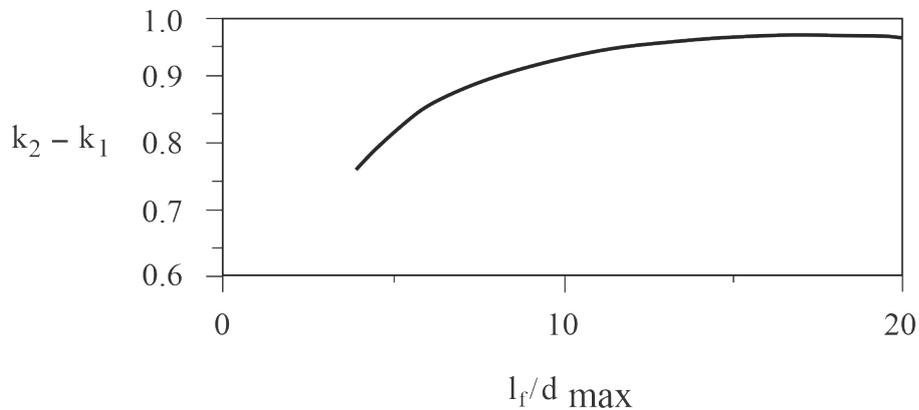
$$C_{m0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5S_w\bar{c}} \int_0^{l_f} w_f^2(\alpha_{0w} + i_f)dx \quad (52)$$

A qual pode ser aproximada por uma somatória:

$$C_{m0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5S_w\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2(\alpha_{0w} + i_f)\Delta x \quad (53)$$

Na Equação 53, a relação $(k_2 - k_1)$ representa fatores de correção que estão relacionados com a forma da fuselagem e dependem da razão entre o comprimento l_f e a máxima largura d_{mx} da fuselagem (Figura 23), S_w é a área da asa, c a corda média aerodinâmica da asa, w_f a largura média da fuselagem em cada seção analisada, α_{0w} representa o ângulo para sustentação nula da asa em relação à linha de referência da fuselagem, i_f é o ângulo de incidência da fuselagem em relação à uma linha de referência no centro de cada seção avaliada e Δx é o incremento de comprimento que define cada seção avaliada ao longo da fuselagem.

Figura 23 – Determinação da relação $(k_2 - k_1)$ em função da relação l_f/d_{mx} .



Fonte: Adaptado de Nelson et al. (1998).

O coeficiente angular da curva de momentos ao redor do CG em função do ângulo de ataque da fuselagem $C_{m\alpha f}$ pode ser determinado a partir da equação:

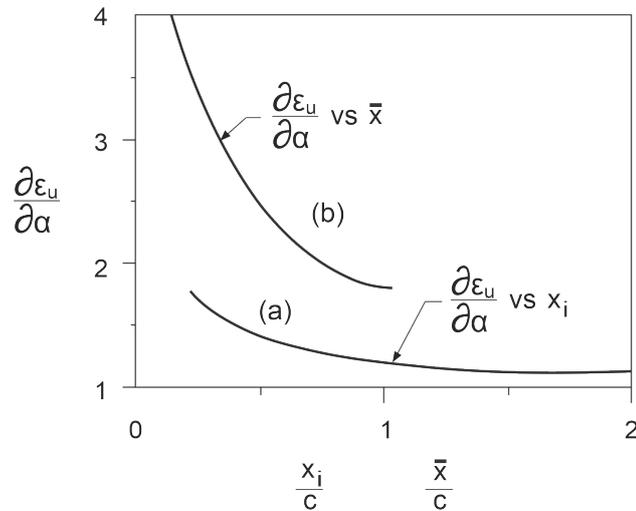
$$C_{m\alpha f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5S_w\bar{c}} \int_0^{l_f} w_f^2 \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) dx \quad (54)$$

A qual pode ser aproximada pela seguinte somatória.

$$C_{m\alpha f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5S_w\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) \Delta x \quad (55)$$

O termo $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ representa a variação do ângulo do escoamento local em função do ângulo de ataque, essa relação varia ao longo da fuselagem e pode ser estimada de acordo com as curvas apresentadas na Figura 24.

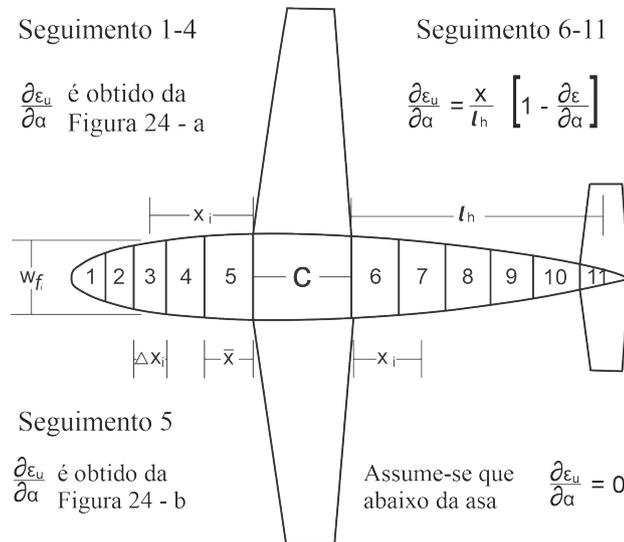
Figura 24 – Determinação da relação $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$.



Fonte: Adaptado de Nelson et al. (1998).

A aplicação das Equações 55 e 53 pode ser melhor entendida a partir da análise da Figura 25 que apresenta como a fuselagem pode ser dividida em vários segmentos para avaliação do critério de estabilidade longitudinal estática.

Figura 25 – Representação dos segmentos da fuselagem para a determinação de C_{Mof} e C_{Maf} .



Fonte: Adaptado de Nelson et al. (1998).

Para os seguimentos que antecedem a asa o parâmetro $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$ pode ser estimado através da Figura 25, para os seguimentos posteriores à asa assume-se que $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$ varia linearmente de 0 a $1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$. Por outro lado, para a região entre o bordo de ataque e o bordo de fuga não existe influência do escoamento gerado pela asa e portanto $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} = 0$ (NELSON et al., 1998).

Para o presente trabalho, considerou-se fazer a análise da contribuição da fuselagem para garantia da estabilidade longitudinal estática separado das demais contribuições de

forma manual, visto que o cálculo depende fundamentalmente das dimensões específicas de cada fuselagem que variam de forma não linear ao longo da estrutura de modo que a automatização dos cálculos se torna mais complexo.

4.4.4 Estabilidade longitudinal estática da aeronave completa

Nas seções anteriores foi realizada a formulação matemática da contribuição para a estabilidade longitudinal estática separadamente para cada elemento, todavia, para realizar a análise dos critérios de estabilidade faz-se necessário considerar a aeronave como um todo.

Desse modo, como forma de determinar os critérios que garantem a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é essencial ter em mente a característica da equação que representa o momento de arfagem C_{mCGa} em torno do CG da aeronave que tem a forma de uma função linear de primeiro grau como segue:

$$C_{mCGa} = C_{m0a} + C_{m\alpha a} \quad (56)$$

Sendo C_{m0a} o coeficiente do momento de arfagem em torno do CG, $C_{m\alpha a}$ o coeficiente angular da curva de momento em torno do CG, sendo também a derivada de C_{m0a} e α_a é o ângulo de ataque da aeronave. O subscrito a representa que a análise é realizada na aeronave completa.

Desse modo, o cálculo para contribuição total para a estabilidade longitudinal estática pode ser obtido a partir do somatório das contribuição de cada elemento antes realizado separadamente. Logo, a Equação 56 pode ser desmembrada em:

$$C_{m0a} = C_{m0w} + C_{m0t} + C_{m0f} \quad (57)$$

e

$$C_{m\alpha a} = C_{m\alpha w} + C_{m\alpha t} + C_{m\alpha f} \quad (58)$$

Portanto, a partir do conhecimento dos valores de C_{m0} e $C_{m\alpha}$ para cada um dos elementos isolados, o cálculo para determinação da curva de arfagem em torno do CG da aeronave completa em função do ângulo de ataque pode ser calculado.

O resumo das equações que permitem a determinação da contribuição de cada um dos componentes de uma aeronave para a determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática está apresentado a seguir:

i. Asa

$$C_{m0w} = C_{m_{acw}} + C_{L0w} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (59)$$

e

$$C_{m\alpha w} = C_{L\alpha w} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (60)$$

ii. Estabilizador Horizontal

$$C_{m0t} = V_H \eta C_{L\alpha t} (i_w - i_i + \varepsilon_0) \quad (61)$$

e

$$C_{m\alpha t} = -V_H \eta C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (62)$$

iii. Fuselagem

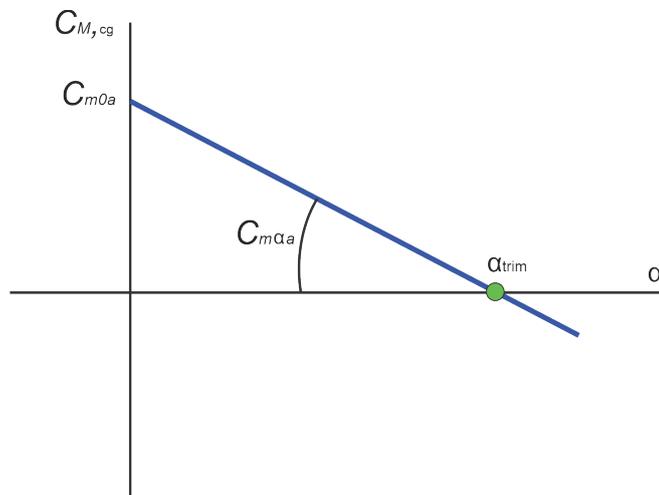
$$C_{m0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 S_w \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) \Delta x \quad (63)$$

e

$$C_{m\alpha f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 S_w \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) \Delta x \quad (64)$$

A partir da aplicação da Equação 56, é possível construir o gráfico que mostra a variação do coeficiente de momento para a aeronave completa em função do ângulo de ataque, um exemplo deste gráfico está apresentado na Figura 26.

Figura 26 – Momento de arfagem total em torno do CG da aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

A análise da Figura 26, permite comentar acerca do ângulo de ataque para a trimagem da aeronave α_{trim} que representa o ângulo necessário para manter a aeronave em uma condição de equilíbrio estático $\sum M_{CG} = 0$ quando livre de qualquer perturbação adversa.

A partir dos conceitos apresentados, as equações completas para o cálculo de C_{m0a} e $C_{m\alpha a}$ podem ser escritas do seguinte modo:

$$C_{m0a} = C_{m_{acw}} + C_{L0w} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) + V_H \eta C_{L\alpha t} (i_w - i_i + \varepsilon_0) + \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 S_w \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 (\alpha_{0w} + i_f) \Delta x$$

(65)

e

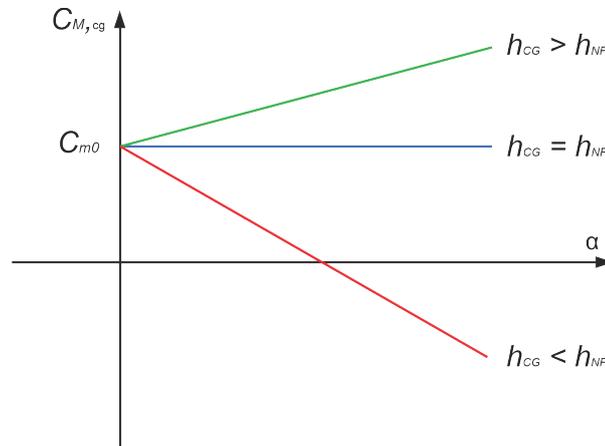
$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha w} \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) - V_H \eta C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 S_w \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) \Delta x \quad (66)$$

4.4.5 Ponto Neutro e Margem Estática

O ponto neutro de uma aeronave pode ser definido como a localização mais posterior do CG com a qual a estabilizador horizontal da empennagem ainda consegue exercer controle sobre a aeronave e garantir a estabilidade longitudinal estática, ou seja, representa a condição para a qual a aeronave possui estabilidade longitudinal estática neutra (KOTHE; EGERT, 2015).

O conceito do ponto neutro pode ser utilizado como um processo voltado para projeto que visa verificar a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, pois de acordo com a posição do CG em relação à posição do ponto neutro, o coeficiente angular da curva C_{mCG} vs α pode ser negativo, nulo ou positivo, como pode ser observado na Figura 27.

Figura 27 – Representação do coeficiente angular para o ponto neutro.



Fonte: Próprio Autor.

Nessa seção as notações \bar{h}_{CG} e \bar{h}_{PN} são utilizadas para indicar a posição em relação à corda média aerodinâmica, assim, considere a partir desse ponto da análise que:

$$\bar{h}_{CG} = \frac{h_{CG}}{\bar{c}} \quad (67)$$

e

$$\bar{h}_{PN} = \frac{h_{PN}}{\bar{c}} \quad (68)$$

Matematicamente, a posição do ponto neutro pode ser obtida fazendo-se $C_{m\alpha\alpha} = 0$ na Equação 66, e assim, tem-se que:

$$0 = C_{L\alpha w} \bar{h}_{CG} - C_{L\alpha w} \bar{h}_{ac} + C_{m\alpha f} - V_H \eta C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (69)$$

Na Equação 69 é possível notar que a posição do ponto neutro depende da posição do centro de gravidade e de características aerodinâmicas da aeronave, desse modo, considerando que o centro de gravidade está exatamente sobre o ponto neutro $\bar{h}_{CG} = \bar{h}_{PN}$ e isolando \bar{h}_{PN} a Equação 69 torna-se:

$$\bar{h}_{PN} = \bar{h}_{ac} - \frac{C_{m\alpha f}}{C_{L\alpha w}} + \frac{V_H \eta C_{L\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (70)$$

A localização do ponto neutro obtida com a Equação 69, é chamada de ponto neutro de manche fixo, essa nomenclatura é utilizada para aeronaves que possuem superfícies de controle que podem ser fixadas em qualquer ângulo de deflexão desejado, de modo que, após a realização de algum comando pelo piloto, a superfície de controle acionada se desloca para a posição desejada e lá permanece até que um novo comando seja aplicado (FILHO et al., 2007).

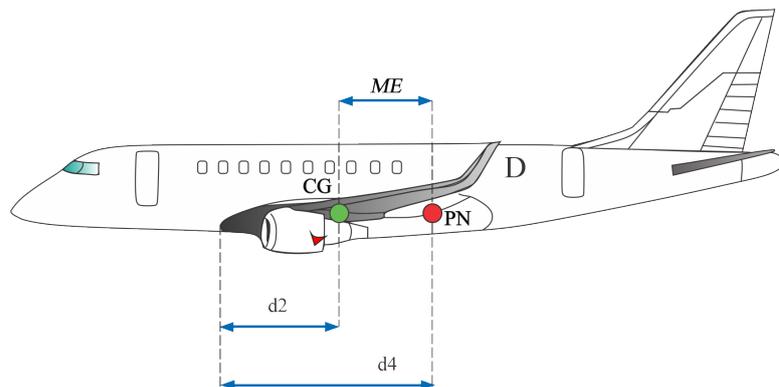
O resultado obtido com a Equação 69, é um valor que referência a porcentagem da corda média aerodinâmica e é medido a partir do bordo de ataque da asa, além de representar a posição mais traseira do CG . Desse modo, é possível notar que enquanto o CG da aeronave estiver localizado antes do ponto neutro a aeronave será longitudinalmente estável e, logo, $C_{m\alpha\alpha} < 0$.

A margem estática ME é definida como a distância entre o ponto neutro e o CG da aeronave (KUNZ et al., 2019). Logo:

$$ME = \bar{h}_{PN} - \bar{h}_{CG} \quad (71)$$

A Figura 28, apresenta esse conceito.

Figura 28 – Representação da margem estática de uma aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

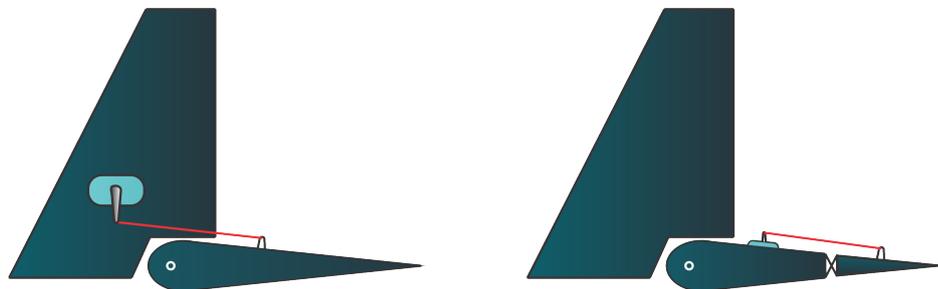
Pela análise Figura 28, é possível observar que a margem estática representa uma medida direta da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave e como forma de se atender os critérios $C_{m0a} > 0$ e $C_{m\alpha a} < 0$, a margem estática dever ser sempre positiva, indicando que o CG está posicionado antes do ponto neutro.

Para aeronaves que participam da competição AeroDesign uma margem estática compreendida entre 10% e 20% traz bons resultados quanto à estabilidade e manobrabilidade da aeronave (RODRIGUES, 2014a).

4.5 CONTROLE LONGITUDINAL

O controle de uma aeronave pode ser realizado através da deflexão de qualquer uma das suas superfícies sustentadoras (de controle). Essa deflexão, gera um acréscimo de da força de sustentação que gera em torno do CG da aeronave um momento que altera o comportamento do voo (RODRIGUES, 2014a). Em uma aeronave convencional, o controle longitudinal é realizado através da deflexão do profundor em um ângulo δ_p que para a competição SAE Aerodesign pode ser completa ou parcialmente móvel como apresentado a Figura 29.

Figura 29 – Modelos de superfícies horizontais da empenagem em aviões que participam da competição AeroDesign.



(a) Completamente móvel

(b) Parcialmente móvel

Fonte: Próprio Autor.

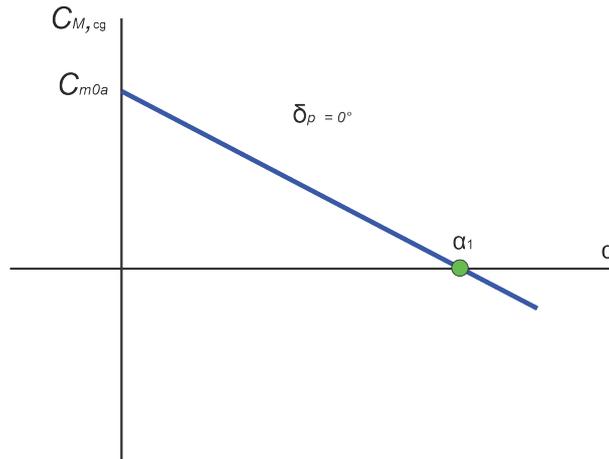
Para os dois casos apresentados, a mudança do ângulo de ataque do estabilizador horizontal ou a deflexão do profundor provoca um momento em torno do CG da aeronave devido ao acréscimo da força de sustentação na empenagem horizontal.

A eficiência de controle representa o quanto eficiente é a deflexão da superfície de controle para se obter um momento capaz de balancear uma aeronave (ALMEIDA, 2021). Para o controle de uma aeronave, é importante conhecer as condições críticas presentes no envelope de voo. Nesse sentido, a condição de voo mais crítica de controle longitudinal é quando a aeronave está voando em baixas velocidades (SADRAEY, 2012). Duas operações de voo que apresentam uma velocidade muito baixa são a decolagem e o pouso. O controle

de decolagem, é mais difícil do que o controle de pouso devido às considerações de segurança.

Desse modo, é necessário obter uma equação algébrica que permita a determinação do ângulo de deflexão do profundor necessária para manter a aeronave trimada compreendida entre a velocidade de estol e a velocidade máxima. Para isso, considere a aeronave que possui estabilidade longitudinal estática apresentada na Figura 30.

Figura 30 – Condição de trimagem para uma aeronave que possui estabilidade longitudinal estática.



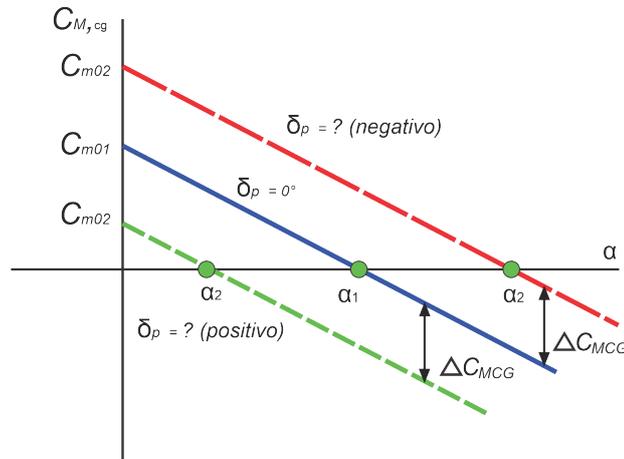
Fonte: Próprio Autor.

Na Figura 30, é possível observar que para condição de $\delta_p = 0$ a aeronave encontra-se trimada em um determinado ângulo de ataque α_{trim} que corresponde a um coeficiente de sustentação. Assim, o ângulo de deflexão pode ser obtido analiticamente através da equação que representa o equilíbrio de momentos em torno do CG da aeronave dado pela Equação 72.

$$C_{mCGa} = C_{m0a} + C_{m\alpha a}\alpha \quad (72)$$

Para se trimar a aeronave em um novo ângulo de ataque α_2 , é necessário que ocorra uma deflexão δ_p do profundor capaz de gerar um aumento do coeficiente de sustentação do profundor C_{Lt} que cria uma variação do momento de arfagem em torno do CG no sentido horário ou anti-horário de acordo com o sentido da deflexão realizada. O efeito dessa deflexão pode ser observado na Figura 31.

Figura 31 – Condição de trimagem para uma aeronave que possui estabilidade longitudinal estática.



Fonte: Próprio Autor.

É possível verificar da Figura 31, que uma deflexão positiva do profundor, ou seja, no sentido horário permite que a aeronave seja trimada em um ângulo de ataque $\alpha_2 < \alpha_1$. O inverso, para uma deflexão negativa do profundor no sentido anti-horário a aeronave é trimada em um ângulo de ataque $\alpha_2 > \alpha_1$. Nesse sentido, considere que a variação do coeficiente de sustentação do profundor provoque uma variação no momento de arfagem em torno do CG dada por ΔC_{MCG} , a Equação 72 pode ser reescrita da seguinte forma.

$$C_{mCGa} = C_{m0a} + C_{m\alpha a}\alpha + \Delta C_{MCG} \quad (73)$$

Sendo ΔC_{MCG} a variação do das curvas de momento de arfagem para $\delta = 0$ e $\delta = 0$, a Equação 73 pode ser escrita como:

$$C_{mCGa} = C_{m0a} + C_{m\alpha a}\alpha - V_H\eta C_{Lat}\delta_p \quad (74)$$

Desse modo, relacionando a Equação 74 com a Figura 31 é possível determinar o coeficiente de momento para qualquer ângulo de ataque desejado. Porém, o objetivo é determinar o ângulo de deflexão do profundor que mantenha a aeronave trimada, ou seja, com $C_{mCGa} = 0$. Desse modo, igualando a Equação 74 a zero, tem-se:

$$0 = C_{m0a} + C_{m\alpha a}\alpha - V_H\eta C_{Lat}\delta_p \quad (75)$$

Considerando $\delta_p = \delta_{trim}$ e isolando-o, tem-se:

$$\delta_{trim} = \frac{C_{m0a} + C_{m\alpha a}\alpha}{V_H\eta C_{Lat}} \quad (76)$$

E desse modo, a Equação 76 fornece o ângulo de deflexão do profundor necessário para se trimar a aeronave em qualquer ângulo de ataque compreendido entre a velocidade de estol e a velocidade máxima.

5 METODOLOGIA

A metodologia utilizada para realização do presente trabalho subdivide-se em duas etapas: etapa de validação de software e etapa de projeto de estabilidade longitudinal estática para a equipe Iguanas Aerodesign. Em cada etapa são apresentados todos os dados utilizados bem como são referenciados todas as equações utilizadas.

Para o desenvolvimento das análises de estabilidade longitudinal estática são necessários os dados referentes à geometria da aeronave, propriedades aerodinâmicas da asa e das superfícies de controle, velocidades de cruzeiro, decolagem e aterrissagem, bem como a aceleração da gravidade e as propriedades físicas do ar. Esses parâmetros iniciais (*inputs*) foram fornecidos pelas subáreas da equipe Iguanas, que realizaram as atividades referentes ao projeto seguindo suas respectivas metodologias. De posse dos dados foi utilizado um *software* desenvolvido pela própria equipe de estabilidade e controle a fim de manipulá-los e obter as curvas e parâmetros (*outputs*) referentes à estabilidade longitudinal estática e com isso, realizar a análise dos resultados. Com a utilização de um script, se pode reduzir os tempos de projeto da aeronave e assim facilitar o processo de recálculo e ajustes que podem ocorrer durante a concepção da mesma. Esse script utiliza as equações referentes ao estudo de estabilidade longitudinal presente em Nelson et al. (1998) para determinar os parâmetros de saída de projeto como ângulo de trimagem, deflexões máxima e mínima do profundor e os coeficientes de momento.

5.1 PARÂMETROS AERODINÂMICOS

Para realizar as análises são necessários diversos dados obtidos de outras áreas do projeto aeronáutico, tal como a equipe de aerodinâmica.

Esse dados, são inseridos no *software* através das entradas de textos presentes na interface gráfica e, posteriormente, salvos em um bloco de notas para futuras alterações. Esse arquivo está dividido em grupos, são eles: dados da empenagem horizontal, dados da asa e coeficientes C_{m0f} e $C_{m\alpha f}$ referentes à fuselagem. De modo a facilitar a organização dos dados para serem inseridos na interface, foi elaborado uma planilha onde as equipes de aerodinâmica e desempenho podem inserir os dados obtidos de suas análises.

A utilização dessas planilhas é essencial para a organização dos dados obtidos de modo que tais informações são compartilhadas entre as subequipes. Para a equipe de estabilidade e controle, esses dados são indispensáveis e após às análises novas alterações podem ser sugeridas de modo a garantir a estabilidade e controle da aeronave.

5.2 PARÂMETROS DE DESEMPENHO

Para o estudo dos critérios de estabilidade longitudinal estática é necessário definir uma velocidade inicial para realização das primeiras análises que são influenciadas pelos estudos de aerodinâmica e desempenho. Para fins de projeto, é sempre importante definir um *range* de velocidade de operação na qual a aeronave estará submetida que pode ser determinado através dos estudos realizados pela equipe de desempenho de uma aeronave SAE Aerodesign. Neste *range* constam, normalmente, as velocidade de estol, cruzeiro, decolagem e aterrissagem.

Neste trabalho, serão considerados apenas as condições mais críticas de voo nas análises. Desse modo, a velocidade adotada que mais influencia a estabilidade longitudinal estática foi a de decolagem devido ao fato dela ser uma das velocidades mais baixas e influenciar diretamente na queda dos aeromodelos (SADRAEY, 2012).

De modo semelhante à equipe de aerodinâmica, foi desenvolvida uma planilha para que a subequipe de desempenho pudesse armazenar os dados obtidos para serem utilizados posteriormente por outras subequipes. A Tabela 2, apresenta a planilha utilizada pela equipe.

Tabela 2 – Modelo de tabela de velocidades de operação.

Velocidades	Valor	Símbolo
Velocidade de cruzeiro		V_c
Velocidade de decolagem		V_d
Velocidade de aterrissagem		V_a
Velocidade de estol		V_s

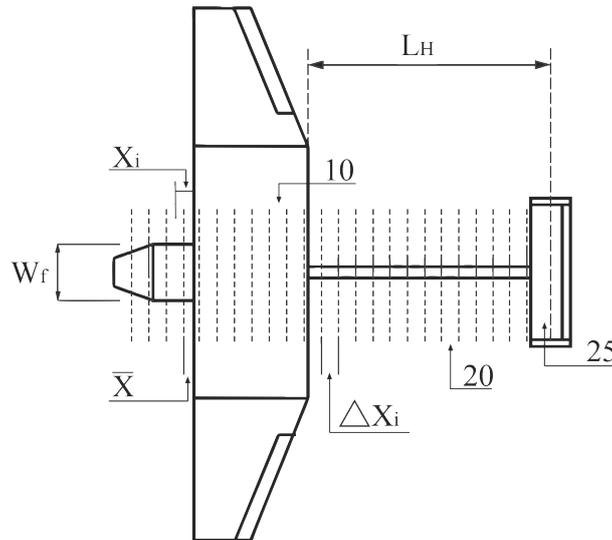
Fonte: Próprio Autor.

Vale ressaltar que para o desenvolvimento do relatório de desempenho completo, bem como o de estabilidade e controle, faz-se necessário que as análises sejam realizadas para todas as velocidades possíveis de voo de modo a prever as diversas condições de operação na qual a aeronave estará submetida.

5.3 CONTRIBUIÇÃO DA FUSELAGEM PARA A ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA

A metodologia adotada para a determinação da contribuição da fuselagem para os critérios de estabilidade longitudinal estática foi baseada nas referências citadas na fundamentação teórica do presente trabalho. Desse modo, o esboço preliminar da aeronave do projeto corrente com as principais informações geométricas e uma planilha são utilizados para determinação dos parâmetros C_{m0f} e C_{maf} que sobre o esboço são traçados os dados geométricos necessários das Equações Equação 55 e Equação 53. A Figura 32, apresenta o esboço utilizado.

Figura 32 – Esboço conceitual da aeronave para Competição de Acesso SAE.



Fonte: Próprio Autor.

De posse do esboço, a aeronave é seccionada em diversos elementos de modo a determinar o parâmetro $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ para cada seção da aeronave. Com isso, pode-se realizar o somatório presente nas Equações 53 e 55. Essa metodologia foi utilizada como o objetivo de facilitar a obtenção dos parâmetros C_{m0f} e $C_{m\alpha f}$ visto que os mesmos dependem diretamente das dimensões da aeronave e após determinados os mesmo foram inseridos no programa desenvolvido para ser contabilizado na contribuição da estabilidade longitudinal estática. A tabela presente na Figura 33 foi utilizada a fim de servir como modelo para o preenchimento dos dados relativos ao somatório da Equação 53.

Figura 33 – Modelo de planilha utilizada para determinação do parâmetro C_{m0f} .

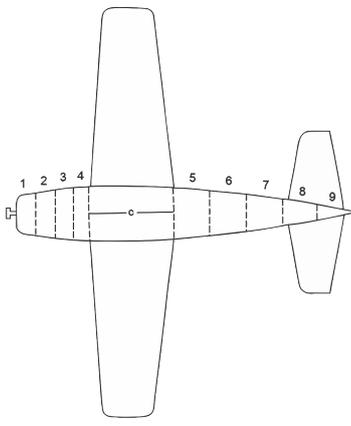
DETERMINAÇÃO DA CONTRIBUIÇÃO DA FUSELAGEM PARA A ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA - C_{m0f}									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
SEÇÃO	Δx	w_f	$\alpha_{0w} + i_f$	$w_f 2(\alpha_{0w} + i_f) \Delta x$					
1									
2									
3									
4									
5									
6									
7									
8									
9									

Fonte: Próprio Autor.

Analogamente, foi desenvolvida uma planilha para armazenar os dados referentes aos parâmetros presentes na Equação 55. A Figura 34 apresenta essa planilha.

Figura 34 – Planilha parcial utilizada para determinação do parâmetro C_{maf} .

DETERMINAÇÃO DA CONTRIBUIÇÃO DA FUSELAGEM PARA A ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA - C_{maf}					
SEÇÃO	Δx	wf	x	$d\epsilon/\delta\alpha$	$wf^2(d\epsilon/\delta\alpha)\Delta x$
1					
2					
3					
4					
5					
6					
7					
8					
9					
10					
11					
12					
13					
14					
15					
16					
17					
18					



Fonte: Próprio Autor.

A determinação dos fatores de correção é realizada através da análise da curva presente na Figura 23 que depende da razão entre o comprimento l_f e da largura máxima largura d_{max} .

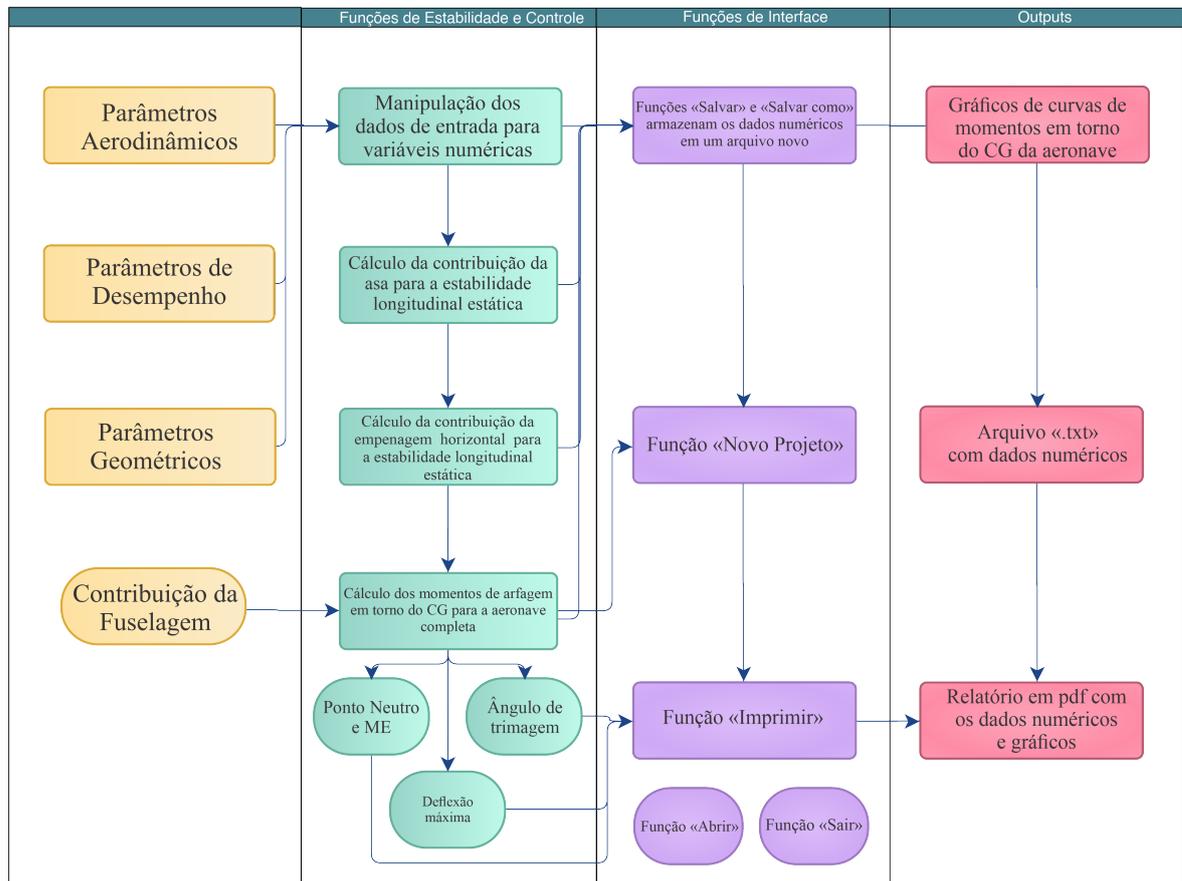
5.4 DESENVOLVIMENTO DE INTERFACE GRÁFICA PARA ANÁLISES DE ESTABILIDADE ESTÁTICA

Um programa utilizando a linguagem *Python* foi elaborado para realizar as análises de estabilidade longitudinal estática e análise das características de controle da aeronave. O motivo pelo qual foi desenvolvida uma interface gráfica foi a necessidade de que todos os cálculos fossem realizados em um mesmo ambiente de modo que possibilitasse a visualização em tempo real das alterações feitas em cada parâmetro de entrada. Além disso, com a utilização de uma interface gráfica seria possível a exportação dos dados em um único arquivo de bloco de notas além de possibilitar exportar um pequeno relatório dos dados e gráficos fornecidos pelo programa.

O programa é constituído por um código principal onde estão inseridos as funções utilizando os princípios da Linguagem do Programação Orientada à Objetos de modo que o “pai” recebe as funções “filhas” que leem e manipulam os dados para gerar os resultados esperados. Para a estruturação da *Janela Principal* foi utilizado o *package* Tkinter de modo que as demais funções estão conectadas à esse pacote. Para leitura e manipulação dos dados de entrada foi utilizado o *package* Pandas que é o principal pacote Python para análise e processamento de dados, além disso, para melhor personalização dos gráficos de momento de arfagem em torno do CG da aeronave foi utilizado o *package* Matplotlib.pyplot que possui uma gama extensa de funções para geração e personalização de gráficos em linguagem Python.

O programa principal integra todas as funções e organiza a execução de forma sequencial. O fluxograma com todas as etapas de execução do programa é apresentado na Figura 35.

Figura 35 – Fluxograma de relacionamento dos parâmetros da interface gráfica.



Fonte: Próprio Autor.

Abaixo estão listadas algumas funcionalidades presentes na versão final do programa.

- i. Criação de arquivos “.txt” com o resultado numéricos das análises;
- ii. Alteração dos dados de uma arquivo e criação de novos através das opções “Salvar” e “Salvar como”;
- iii. Geração de arquivo “.pdf” com gráfico e resultados em forma de mini relatório através da opção “imprimir”.
- iv. Exportação dos gráficos em formato “.png”;
- v. Comentários acerca dos dados gerados.

Entende-se que a comparação de dados de aeronaves passadas, é essencial para às análises futuras de modo que os arquivos “.txt” são importantes para criação de um banco de dados permitindo que a equipe compare-os com os resultados das aeronaves passadas e acrescente informações que serão necessárias para criação dos relatórios de projeto final.

É possível uma análise rápida ainda na fase de projeto preliminar para determinação de alguns parâmetros de entrada e assim obter um projeto preliminar o mais rápido possível, permitindo maior tempo para análises mais detalhadas e melhorias.

5.5 VERIFICAÇÃO DO SOFTWARE COM PARÂMETROS DA REFERÊNCIA

A fim de validar os resultados apresentados pelo programa desenvolvido, foi uma verificação das equações do software tomando como referências os resultados obtidos em um estudo de estabilidade longitudinal de referência (NELSON et al., 1998). Os parâmetros de entrada utilizados na referência foram inseridos no programa e o algoritmo presente no script foi executado através de comandos na interface gráfica.

O presente trabalho tem a formulação matemática baseada nos trabalhos de Nelson et al. (1998). Desse modo, a comparação dos resultados será essencial para validação das equações presentes dentro do programa.

O diferencial do presente trabalho está no desenvolvimento da interface gráfica que possibilitou a visualização dos dados inseridos, bem como dos gráficos gerados de forma automática. A Tabela 3, apresenta os parâmetros de entrada utilizados para o cálculo de estabilidade longitudinal da aeronave da referência.

Tabela 3 – *Inputs* utilizados pela referência para a análise de estabilidade.

Grandezas	Descrição	Valor
S_{ht}	Área planar da superfície horizontal	43 pés
α_{iht}	Ângulo de incidência da superfície horizontal	-1°
α_{iw}	Ângulo de incidência da asa	1°
η_{ht}	Eficiência de cauda	1
V_{ht}	Volume da superfície horizontal	0,66
AR_{ht}	Alongamento da superfície horizontal	0,21
q_{ht}	Pressão dinâmica da superfície horizontal	0,2 Pa
α_{0ht}	Coeficiente angular da curva cl vs do perfil da S.H	0,01
S_w	Área plana da asa	$184ps^2$
AR_w	Alongamento da asa	6,06
e	Eficiência da asa	1
c_{mdia}	Corde média aerodinâmica	5,7 pés
h_{ac}	Distância do bordo de ataque ao c.a do perfil	1,425 pés
h_{cg}	Distância do bordo de ataque ao CG	1,6815 pés
α_{0w}	Coeficiente angular da curva cl vs do do perfil da asa	0,097
C_{mac}	Coeficiente de momento cm vs do perfil da asa	-0,116
α_{CL0}	Ângulo para sustentação nula da asa	-5°
$C_{m\alpha f}$	Contribuição da fuselagem para o Coef. Ang. de arfagem	0,12
C_{m0f}	Contribuição da fuselagem para o Coef. de arfagem	-0,037

Próprio Autor.

5.6 PROJETO DE ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA: AERONAVE IGUANAS

Após validado os resultados comparando-os com a referência, se utilizou da metodologia e do programa apresentados no presente trabalho para realização do projeto de estabilidade estática de uma aeronave destinada a participar da competição de Acesso SAE Aerodesign de 2022 sendo esta desenvolvida pela equipe Iguanas Aerodesign.

O estudo da estabilidade estática de um aeronave abrange as áreas de estabilidade direcional, lateral e longitudinal, cada uma tratando do equilíbrio estático nos eixos vertical, longitudinal e lateral, respectivamente. Todavia, para o projeto de aeronaves para a competição SAE considerou-se que os critérios de estabilidade longitudinal estática são os mais relevantes em comparação com os demais. Desse modo, o presente trabalho utilizará de dados das subequipes de aerodinâmica e desempenho acerca de uma aeronave a ser construída pela equipe para realização de uma análise de estabilidade longitudinal estática.

A Tabela 4, apresenta todos os dados inseridos no programa para o cálculos dos parâmetros referentes aos critérios de estabilidade longitudinal estática da aeronave projetada pela equipe Iguanas Aerodesign.

Tabela 4 – *Inputs* de entrada para o projeto de estabilidade da equipe iguanas.

Grandezas	Descrição	Valor
S_{ht}	Área planar da superfície horizontal	0,12 m
α_{iht}	Ângulo de incidência da superfície horizontal	0°
α_{iw}	Ângulo de incidência da asa	5°
η_{ht}	Eficiência de cauda	0,98
V_{ht}	Volume da superfície horizontal	0,4992
AR_{ht}	Alongamento da superfície horizontal	5,3
q_{ht}	Pressão dinâmica da superfície horizontal	0,0115 Pa
α_{0ht}	Coefficiente angular da curva cl vs do perfil da S.H	0,1611
S_w	Área plana da asa	0,7137m ²
AR_w	Alongamento da asa	6,8
e	Eficiência da asa	0,95
c_{mdia}	Corda média aerodinâmica	0,355 m
h_{ac}	Distância do bordo de ataque ao c.a do perfil	0,0702 m
h_{cg}	Distância do bordo de ataque ao CG	0,09 m
α_{0w}	Coefficiente angular da curva cl vs do do perfil da asa	0,0937
C_{mac}	Coefficiente de momento cm vs do perfil da asa	-0,35
α_{CL0}	Ângulo para sustentação nula da asa	-9°

Próprio Autor.

Os dados presentes na Tabela 4 foram obtidos com base nas dimensões da aeronave do esboço. Parâmetros como relações de alongamento, corda média aerodinâmica, áreas alares e semelhantes são facilmente determinadas a partir das equações já apresentadas

nesse trabalho. Os ângulos de incidência da asa e superfície horizontal, são determinados com base em consultas de referências que abordam projetos para SAE Aerodesign e que demonstram, estatisticamente, serem mais eficientes. De maneira geral, bons ângulos de incidência para asas de aeronaves da competição estão em torno de 4 a 6° (RODRIGUES, 2014b). Para o ângulo de incidência da empenagem horizontal, a literatura mostra que a maior parte dos perfis aerodinâmicos utilizados possui característica simétrica, e que para estabilidade o ângulo de 0° é o mais indicado (GOMES et al., 2003).

6 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Esta seção apresenta os resultados obtidos através da metodologia proposta. Os parâmetros de entrada para a validação dos resultados disponibilizados pela interface gráfica podem ser conferidos na referência mencionada na seção anterior. Os dados de entrada para o projeto de estabilidade longitudinal estática foram retirados de um aeronave a ser fabricada pela equipe Iguanas Aerodesign através dos estudos preliminares realizados pelas subequipes de aerodinâmica e desempenho além do próprio esboço de projeto. Os cálculos para a contribuição da fuselagem para a estabilidade longitudinal estática foram realizados com o auxílio das planilhas presentes nas Figuras 33 e 34.

6.1 VERIFICAÇÃO DO SOFTWARE

Os parâmetros retirados da referência foram inseridos no software de estabilidade longitudinal estática para cálculo dos coeficientes adimensionais e investigação dos critérios de estabilidade que aqui são apresentados.

A partir dos resultados gerados pelo programa, foi possível observar que todos os dados foram compatíveis com a referência. Esse fato, era esperado devido as equações serem analíticas e os dados de entrada serem os mesmos, porém, essa análise foi essencial para validar as equações presentes no código base do programa. Além disso, dois outros parâmetros não calculados pela referência foram exportados pelo programa que são a Margem Estática e a Deflexão necessária para o profundor manter a aeronave em condição de trimagem.

Tabela 5 – *Outputs* da referência.

Grandezas	Descrição	Valor
ME	Margem estática	0,2559
δ_{max}	Deflexão do profundor para trimagem	13,013°

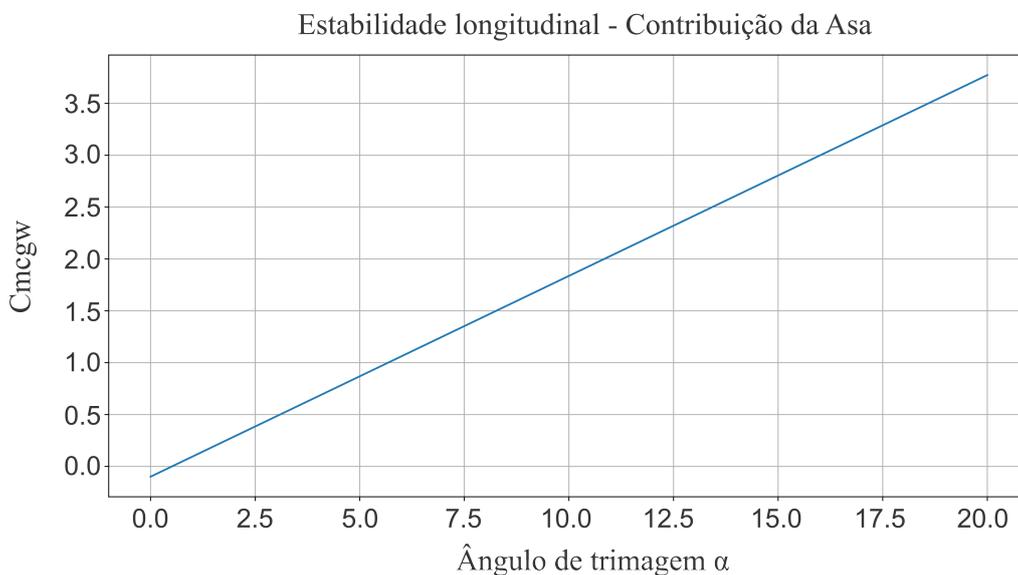
Fonte: Próprio Autor.

Na Tabela 5 é visto que a margem estática ficou em torno de 25%. Nesse sentido, é importante ressaltar que o exemplo dado na obra do Nelson et al. (1998) se refere à uma aeronave tripulada de pequeno porte e, desse modo, algumas relações diferem dos projetos destinados à competição SAE como a ME que, nesse caso, como já mencionado fica em torno de 10 à 20%. Porém, segundo Sadraey (2012) a margem estática para aeronaves em escala real está em torno de 10 à 30% e, desse modo, a aeronave utilizada no estudo atende aos critérios de estabilidade longitudinal estática.

6.1.1 Curvas de momentos para a referência

A partir dos dados da referência, o programa pôde gerar os gráficos com as curvas de momento de arfagem em torno do CG da aeronave. Essas curvas foram comparadas com a referência de modo a observar a similaridade. Como já mencionado, as saídas (*outputs*) foram compatíveis com o resultado final gerado pelo programa. A Figura 36 apresenta a curva de momento de arfagem para contribuição isolada da asa para a estabilidade longitudinal estática.

Figura 36 – Curva de momentos em torno do CG da aeronave para contribuição isolada da asa.

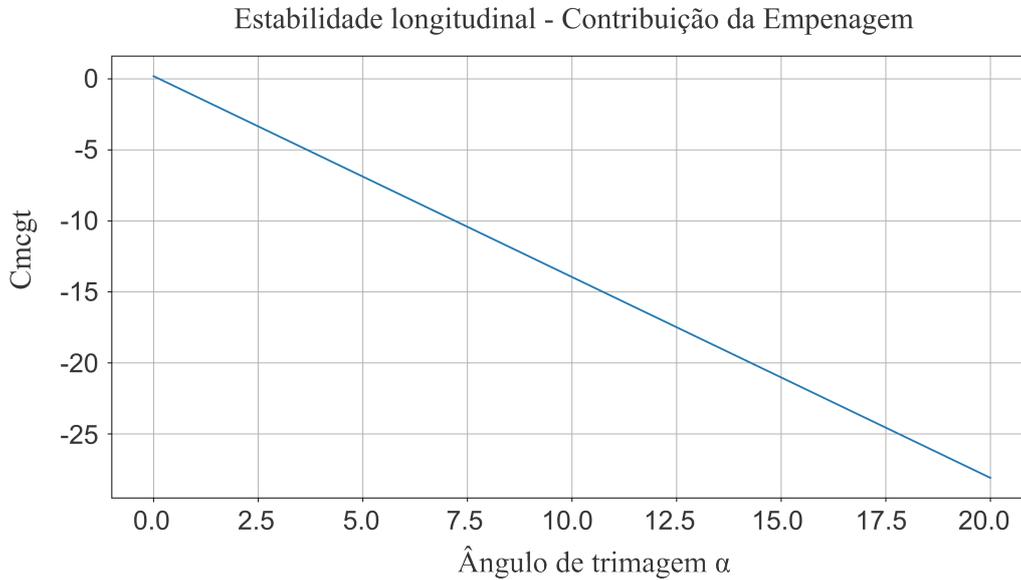


Fonte: Próprio Autor.

O gráfico da Figura 36 representa a variação do coeficiente de momento de arfagem em torno do CG da aeronave, considerando apenas a contribuição da asa para a estabilidade longitudinal da aeronave. É possível verificar que nenhum dos dois critérios necessários para a estabilidade da aeronave foram atendidos visto que a curva apresenta uma inclinação positiva, $\frac{dC_m}{d\alpha} > 0$ e o termo independente é menor que zero o que vai contra ao desejado para os critérios de estabilidade longitudinal estática que determina que $C_{m0} > 0$.

Desse modo, verifica-se que por si só a asa não possui a capacidade de prover estabilidade para a aeronave de modo que é necessário outros artifícios para que essa estabilidade seja alcançada. Estudos realizados pelas referências ainda nos primeiros estudos aeronáuticos verificam que a adição de um estabilizador na cauda contribuíria para esse objetivo. Desse modo, é necessário acrescentar à estrutura da aeronave uma superfície estabilizadora. A Figura 37, apresenta a contribuição da empenagem para a estabilidade longitudinal estática.

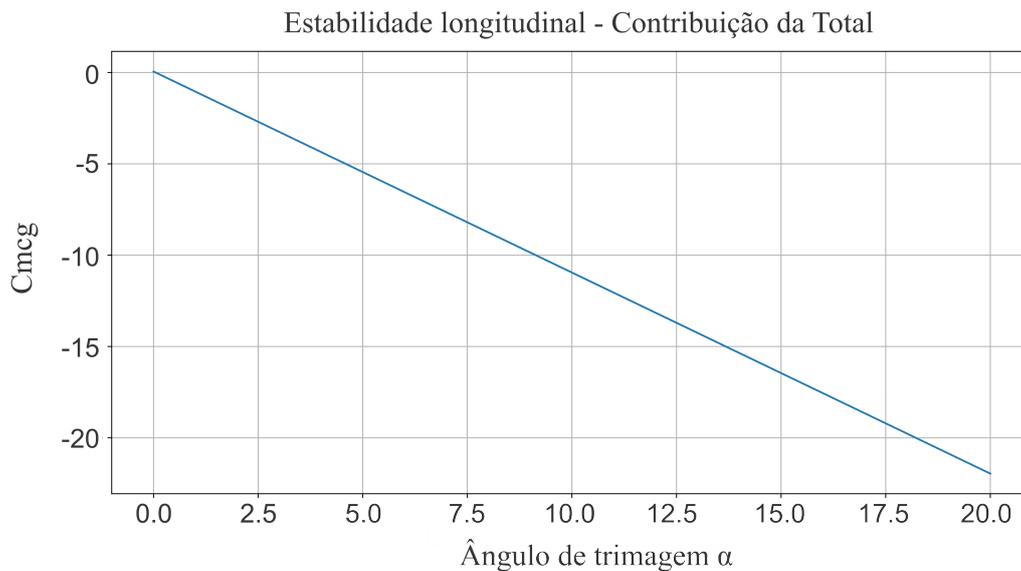
Figura 37 – Curva de momentos em torno do CG para contribuição da empenagem horizontal.



Fonte: Próprio Autor.

Na Figura 37 é possível verificar que apenas adicionando-se a empenagem à estrutura da aeronave o corre uma melhoria significativa na estabilidade longitudinal da aeronave como um todo. Sendo assim, tanto $\frac{dC_m}{d\alpha}$ quanto C_{m0} atendem aos critérios estabelecidos para estabilidade longitudinal estática. A Figura 38 apresenta a curva de momento total de arfagem em torno da aeronave adicionando-se a curva anterior à contribuição da fuselagem.

Figura 38 – Curva de momento total em torno do CG da aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

6.2 PROJETO IGUANAS 2022

Nessa seção, são apresentados os resultados obtidos para a análise de estabilidade longitudinal estática realizada para uma aeronave destinada a participar a competição SAE Aerodesign. Primeiramente, são observados os critérios de estabilidade longitudinal e parâmetros pertinentes da análise e, sem seguida, os gráficos de momentos de arfagem em torno do CG para contribuição da asa, empenagem e aeronave completa, respectivamente.

6.2.1 Contribuição da fuselagem para estabilidade longitudinal estática

Para o projeto de estabilidade longitudinal estática da aeronave projetada pela equipe Iguanas Aerodesign, foi necessário realizar o cálculo prévio da contribuição da fuselagem para a estabilidade longitudinal com o auxílio das tabelas contidas nas Figuras 34 e 33.

Para o cálculo da contribuição da fuselagem para os critérios de estabilidade considerou-se um esboço conceitual da aeronave do projeto para determinação dos parâmetros geométricos necessários para os somatórios presentes nas Equações 63 e 64. A Figura 39, apresenta o resultado para C_{mof} .

Figura 39 – Cálculo para contribuição C_{mof} da fuselagem para a estabilidade longitudinal.

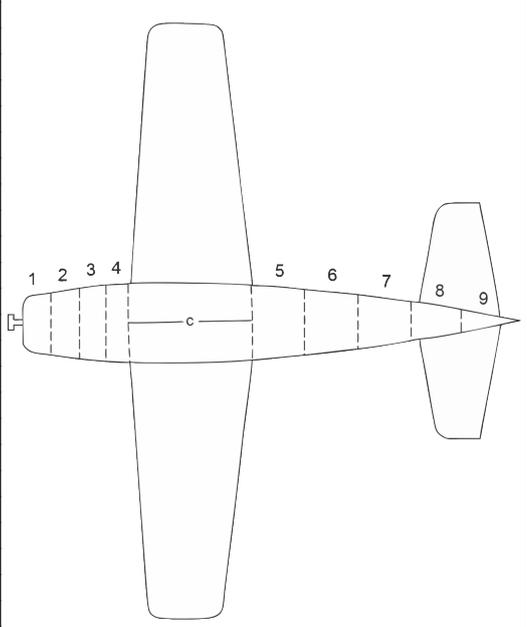
DETERMINAÇÃO DA CONTRIBUIÇÃO DA FUSELAGEM PARA A ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA - C_{mof}							
SEÇÃO	Δx	wf	$\alpha_{0w} + if$	$wf^2(\alpha_{0w} + if)\Delta x$			
1	0,06135	0,08582	-5	-0,002259236			
2	0,06135	0,107	-5	-0,003511981			
3	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
4	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
5	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
6	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
7	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
8	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
9	0,06135	0,13	-5	-0,005184075			
10	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
11	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
12	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
13	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
14	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
15	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
16	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
17	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
18	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
19	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
20	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
21	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
22	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
23	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
24	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
25	0,06135	0,019	-5	-0,000110737			
lh	0,9495	lh/lmax	7,303846154	c	0,355	Soma	-0,04383153
k2-k1	0,85	Sw	0,7137	Cmof	-0,00403		

Fonte: Próprio Autor.

Para o cálculo do C_{mof} , seccionou-se a fuselagem em incrementos de $= 0,06135m$ que formaram 25 seções. Para cada uma, foi avaliada a largura média w_f e inserida na planilha. Foi adotado para fins de cálculo um ângulo de incidência da fuselagem $i_f = 0$ devido à parte frontal da mesma ser, aproximadamente, quadrada.

Figura 40 – Cálculo para contribuição C_{maf} da fuselagem para a estabilidade longitudinal.

DETERMINAÇÃO DA CONTRIBUIÇÃO DA FUSELAGEM PARA A ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA - C_{maf}						
SEÇÃO	Δx	w_f	x	x/c	$d\epsilon/\delta\alpha$	$wf2(d\epsilon/\delta\alpha)\Delta x$
1	0,06135	0,08582	0,18405	0,5184507	1,4	0,000632586
2	0,06135	0,107	0,153375	0,4320423	1,5	0,001053594
3	0,06135	0,13	0,06135	0,1728169	4	0,00414726
4	0,06135	0,13	0	0	0	0
5	0,06135	0,13	0	0	0	0
6	0,06135	0,13	0	0	0	0
7	0,06135	0,13	0	0	0	0
8	0,06135	0,13	0	0	0	0
9	0,06135	0,13	0	0	0	0
10	0,06135	0,019	0,06135	0,1728169	-0,193838863	-4,29302E-06
11	0,06135	0,019	0,092025	0,2592254	-0,051690363	-1,1448E-06
12	0,06135	0,019	0,1227	0,3456338	-0,045229068	-1,0017E-06
13	0,06135	0,019	0,153375	0,4320423	-0,029075829	-6,43953E-07
14	0,06135	0,019	0,18405	0,5184507	-0,025845182	-5,72402E-07
15	0,06135	0,019	0,214725	0,6048592	-0,023260664	-5,15162E-07
16	0,06135	0,019	0,2454	0,6912676	-0,021322275	-4,72232E-07
17	0,06135	0,019	0,276075	0,7776761	-0,019383886	-4,29302E-07
18	0,06135	0,019	0,30675	0,8640845	-0,018091627	-4,00682E-07
19	0,06135	0,019	0,337425	0,950493	-0,016153239	-3,57751E-07
20	0,06135	0,019	0,3681	1,0369014	-0,015507109	-3,43441E-07
21	0,06135	0,019	0,398775	1,1233099	-0,01421485	-3,14821E-07
22	0,06135	0,019	0,42945	1,2097183	-0,012922591	-2,86201E-07
23	0,06135	0,019	0,460125	1,2961268	-0,011630332	-2,57581E-07
24	0,06135	0,019	0,4908	1,3825352	-0,009691943	-2,14651E-07
25	0,06135	0,019	0,521475	1,4689437	-0,006461295	-1,43101E-07
C_{maf}	4,041E-05				Soma	0,005822049



Fonte: Próprio Autor.

De maneira semelhante, foi utilizado o incremento de $\Delta x = 0,06135$ e avaliou-se o parâmetro x/\bar{c} para cada seção através da análise da Figura 24.

Como pode ser visto pela Figura 39 o valor foi de $-0,00403x10^{-3}$ para C_{mof} , e de $4,041x10^{-5}$ para C_{maf} como apresentado na Figura 40, que influenciam na estabilidade longitudinal são compatíveis com os esperados e com a referência. Além disso, como já comentado no presente trabalho a influência da fuselagem é baixa para os critérios de estabilidade se comparado aos outros elementos além da largura da cauda ser bastante influenciadora, visto que para o modelo analisado a cauda é formada por um tubo de alumínio, que gera pouca influência na estabilidade longitudinal.

6.2.2 Coeficientes de momento, ângulo de trimagem, ponto neutro e margem estática

A aeronave foi projetada de modo a atender as diversas restrições que constam na documentação referente ao acesso à Competição de Acesso SAE Aerodesign de 2022. As restrições mais relevantes para o presente trabalho dizem respeito as limitações geométricas

da aeronave que não devem ultrapassar os 2,2 m de envergadura de asa e ser capaz de se manter estável durante todo o percurso de voo, além de pousar transportando a maior quantidade de carga possível, sem danos graves à estrutura.

Inicialmente, foi realizado o estudo da estabilidade longitudinal estática para o ângulos de incidência da empenagem horizontal e da asa igual a 0° e 5° , respectivamente, e a relação da posição do CG com a corda média aerodinâmica $CG\%_c$ igual a 20%. Os perfis simulados para a asa e empenagem foram o Eppler 423 e o Naca 0009, respectivamente, que são modelos bastante utilizados nas competições SAE anteriores. Porém, após a realização do primeiro cálculo no software, a aeronave apresentou instabilidade longitudinal estática com um ângulo de trimagem $\alpha_{trim} < 0$ e $C_{m\alpha} > 0$. Desse modo, a fim de atender aos critérios de estabilidade longitudinal estática, foi proposto a alteração da posição do CG para 25% da corda média aerodinâmica. Com isso a aeronave atendeu aos critérios da estabilidade longitudinal estática e permaneceu em conformidade em relação às restrições do projeto. A Tabela 6, apresenta os resultados obtidos.

Tabela 6 – Outputs do projeto de estabilidade longitudinal estática.

Grandezas	Descrição	Valor
ε	Ângulo de escoamento induzido	3,5774°
$d\varepsilon/d\alpha$	Derivada do ângulo de escoamento induzido	0,3974 °
$C_{m_{\alpha w}}$	Coef. Angular de momento em torno do CG - Asa	0,0041
$C_{m_{0w}}$	Coef. de momento em torno do CG - Asa	-0,3128
$C_{m_{\alpha ht}}$	Coef. Angular de momento em torno do CG - E.H.	-0,0305
$C_{m_{0ht}}$	Coef. de momento em torno do CG - E.H.	0,4349
α_{trim}	Ângulo de trimagem	4,4763°
$C_{m_{\alpha a}}$	Coef. Angular de momento total em torno do CG	-0,0264
$C_{m_{0a}}$	Coef. de momento total em torno do CG	0,1181
δ_{max}	Ângulo máximo de deflexão da superfície horizontal	11,1723°
PN	Ponto neutro	0,6095
ME	Margem estática	0,3560

Fonte: Próprio Autor.

Como $C_{m\alpha} < 0$ e $C_{m_0} > 0$, por definição, a aeronave atende aos critérios de estabilidade longitudinal estática além de um valor positivo para o ângulo de trimagem. É importante discorrer acerca do valor da deflexão máxima da superfície de controle horizontal cujo valor foi de aproximadamente 11° . Esse valor representa a deflexão máxima necessária para a controlabilidade da aeronave durante a operação de decolagem e aterrissagem que são as condições de voo nas quais o profundor sofre maiores solicitações.

O resultado obtido para o ponto neutro está compatível com os dados inseridos, porém, o mesmo influencia diretamente na Margem Estática que para os dados inseridos apresentou um *Output* de $ME = 35,6\%$ que está fora do range recomendado pelas referências que aconselham uma margem estática compreendida entre 10% a 20%. A fim de obter um valor mais aceitável para a ME , o CG foi deslocado de sua posição inicial

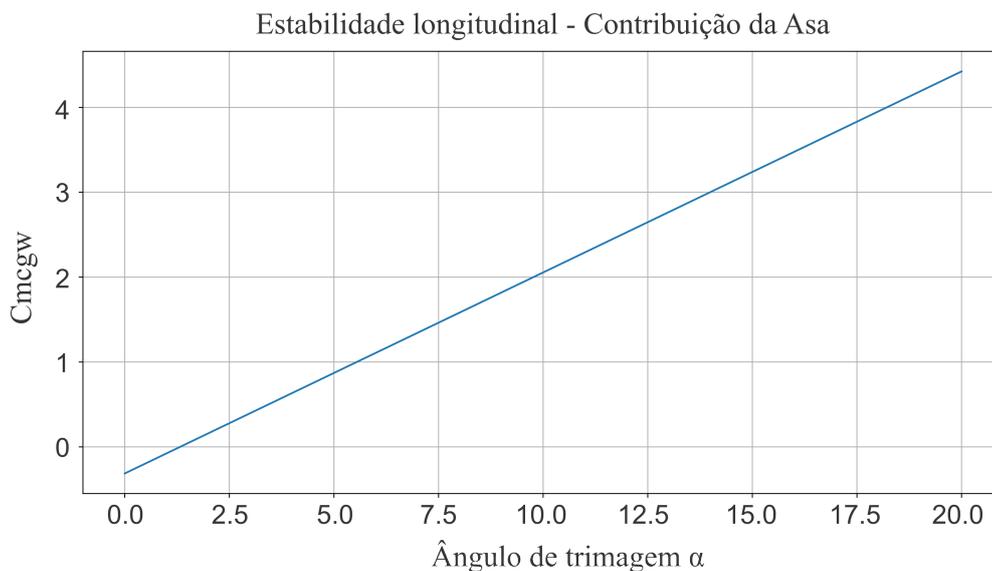
mais à frente da fuselagem, porém, as tentativas não influenciaram o bastante para que a ME se adequasse às necessidades do projeto. Desse modo, optou-se por manter o valor do parâmetro e confrontá-lo com mais referências.

Para o caso a margem estática obtida é importante discorrer a respeito do seu significado prático para um projeto aerodesign, pois, sabendo que a margem estática é uma relação direta da diferença entre o ponto neutro e a posição do CG, quanto mais alto essa diferença, significa dizer que a aeronave é mais estável e, conseqüentemente, menos manobrável o que dificulta a realização de rolamentos, arfagens e guinadas intencionais pelo piloto. Desse modo, a experiência de projeto é um fator importante para se decidir o ponto de equilíbrio entre estabilidade e manobrabilidade.

6.2.3 Curvas de momento

De posse do coeficiente de momento em torno do CG e da sua derivada é possível montar o gráfico do momento de arfagem como apresentado nas Figuras 41, 42 e 43.

Figura 41 – Gráfico de momento de arfagem para contribuição isolada da asa.

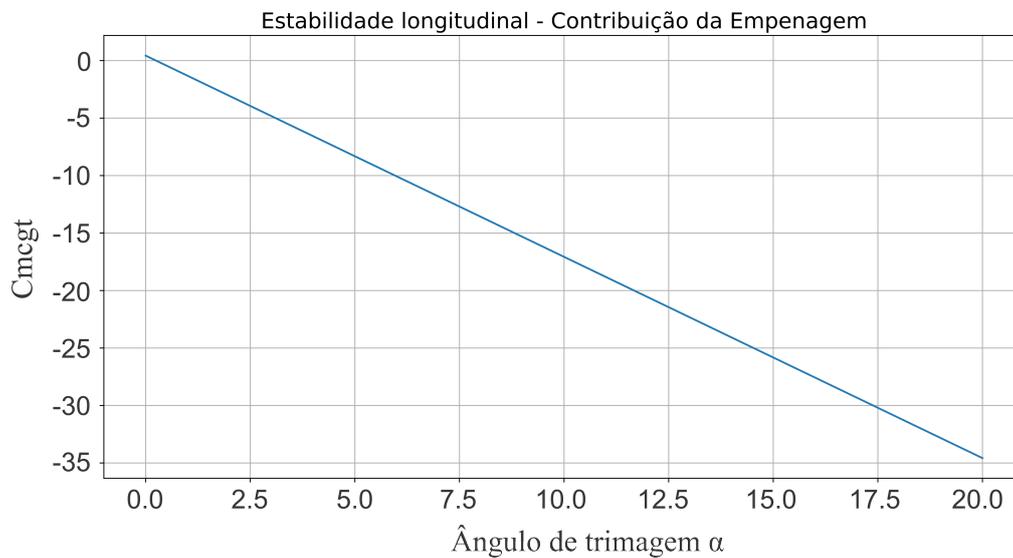


Fonte: Próprio Autor.

Como esperado, observa-se que a asa isoladamente é um elemento incapaz de promover a estabilidade longitudinal estática da aeronave contribuindo de forma negativa para os critérios estabelecidos, visto que o $C_{m\alpha} > 0$ para o gráfico da Figura 41 e $C_{m0\alpha} < 0$. Por outro lado, na Figura 42 observa-se que a adição da superfície horizontal contribui para a estabilidade longitudinal atendendo aos dois critérios.

O gráfico da Figura 43, representa o coeficiente de momento de arfagem que a aeronave estará submetida em função do ângulo de ataque α . O ângulo de trimagem está em, aproximadamente, $4,47^\circ$ para as condições pré-estabelecidas.

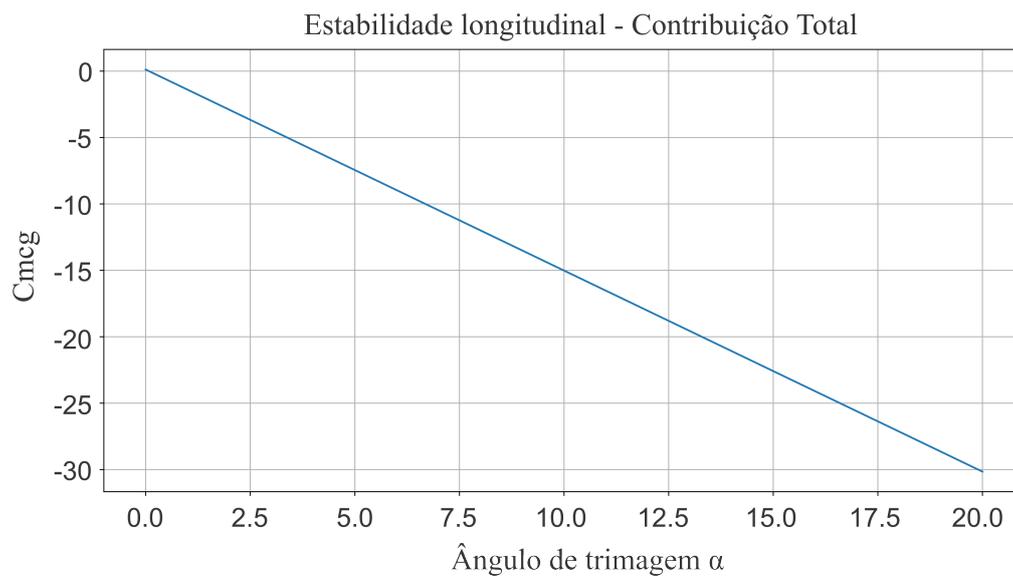
Figura 42 – Gráfico de momento de arfagem para adição da empenagem horizontal



Fonte: Próprio Autor.

Além disso, a curva característica possui um coeficiente angular $C_{m\alpha} < 0$, ou seja, para valores crescentes de ângulo de ataque surge um momento em torno do CG que tende a rotacionar o nariz da aeronave para baixo e que para valores decrescentes de ângulo de ataque surgirá um momento em torno do CG que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima até que a mesma alcance, novamente, o estado de equilíbrio (trimagem).

Figura 43 – Gráfico de momento de arfagem total em torno do CG da aeronave.



Fonte: Próprio Autor.

6.3 INTERFACE GRÁFICA

Como já mencionado durante o texto, o programa desenvolvido para o cálculos de estabilidade longitudinal estática foi criado utilizando linguagem de programação Python com foco na Programação Orientada à Objetos. A linguagem Python, possui diversos pacotes para desenvolvimento de GUI's (Graphic User Interfaces) e para esse trabalho foi utilizado o pacote Tkinter que possui diversas rotinas prontas para estilização e personalização da interface. O programa nomeado de ControlStab-1.0 (GUI), possui uma interface bem amigável e intuitiva de modo que a aba principal constitui-se de *Entrys* que são caixas de textos destinadas à inserção dos parâmetros de entrada localizadas à esquerda da interface e caixas de textos para saída dos resultados localizadas à direita da interface, bem como os gráficos principais. O programa também conta com uma lista de símbolos que servem para instruir o correto preenchimento das entradas. A Figura 44, apresenta a interface principal do programa.

Figura 44 – Interface geral da interface gráfica do programa *ControlStab-1.0 (GUI)*.



Fonte: Próprio Autor.

O usuário pode salvar os dados inseridos em um bloco de notas e abri-lo para o preenchimento automático das caixas de entradas através da própria interface por meio das opções “Salvar” e “Abrir”, respectivamente.

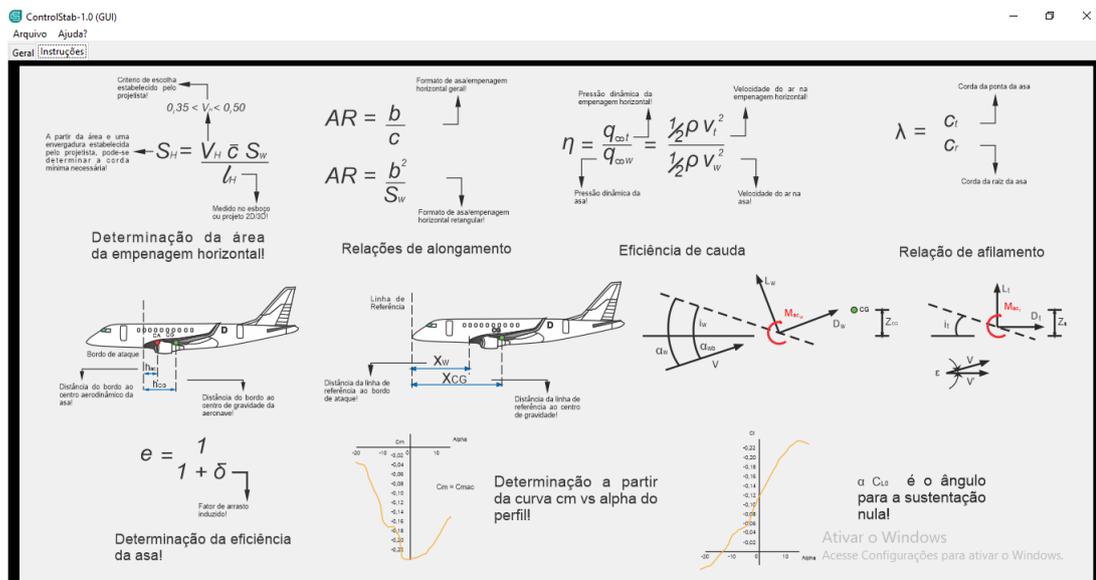
Uma vez preenchidas as informações nas caixas de entradas para serem analisadas o botão “Calcular” na parte inferior direita da tela deve ser apertado para geração dos dados.

Os resultados para coeficiente de momento de arfagem, coeficiente angular de arfagem, ângulo de trimagem, de deflexão máxima, ponto neutro e margem estática aparecem logo acima do botão “Calcular”, bem como os gráficos do momentos de arfagem

para asa, empenagem e aeronave completa em ordem da direita para a esquerda.

A fim de facilitar o preenchimento dos dados de entrada de forma correta, foi criado uma aba de "Instruções" onde consta as principais definições e fórmulas para determinação dos parâmetros de entrada. A Figura 45, apresenta essa aba.

Figura 45 – Aba "Instruções" da interface gráfica do programa *ControlStab-1.0 (GUI)*.



Fonte: Próprio Autor.

A aba da Figura 45, serve como norteadora para o preenchimento das abas da interface principal, porém, o usuário deve se ater à necessidade de verificar a literatura a fim de aprofundar os conhecimentos sobre cada termo e como ele influencia no resultado final do projeto de estabilidade da aeronave. Mais detalhes da interface são apresentados no Apêndice A. O código parcial para criação do programa é apresentado no Apêndice C.

7 CONCLUSÕES

Neste trabalho, foi apresentada uma metodologia para a determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática para projetos de aeromodelos da equipe Iguanas Aerodesign de modo a atender às exigências da competição SAE Aerodesign.

Para tal, foi desenvolvido um software em *Python* que permite a rápida determinação e avaliação dos parâmetros que contribuem para a estabilidade longitudinal da aeronave o que possibilita a realização de ajustes no projeto e a verificação da influência destes na estabilidade final.

Através dos dados inseridos no software, foi possível projetar uma aeronave com características que apresentam boa estabilidade longitudinal estática, bem como uma manobrabilidade capaz de vencer os esforços sobre a aeronave e deslocá-la para as direções desejadas. Porém, foi observado que a Margem Estática ficou fora da faixa indicada pela referência (10% à 20%) e, portanto, deve-se aprofundar as análises e suas interferências na estabilidade longitudinal estática.

O programa executável e o código fonte foi disponibilizado para a equipe Iguanas Aerodesign para o seu uso e modificação de modo a otimizar o funcionamento do programa. O código total não é apresentado neste trabalho por se tratar de uma ferramenta competitiva, mas uma prévia do código pronto é disponibilizada no Apêndice C.

A metodologia desenvolvida no presente trabalho serviu como *start* e apoio bibliográfico para novos projetos de estabilidade da equipe Iguanas, porém, vale ressaltar que toda metodologia deve ser aprimorada no decorrer do tempo de modo a se adequar com as próximas competições.

Para trabalhos futuros, sugere-se a implementação da análise dos parâmetros de estabilidade e controle lateral e vertical permitindo analisar a aeronave em todos os eixos de rotação garantindo assim um trabalho completo.

Dessa forma, o presente trabalho conseguiu alcançar o objetivo proposto, de criar uma ferramenta capaz de auxiliar no projeto de aeronaves, com ênfase na estabilidade longitudinal estática.

REFERÊNCIAS

- ALMEIDA, C. E. **Avaliação comparativa de diferentes métodos de análise de estabilidade longitudinal estática aplicados a uma aeronave da competição SAE Brasil aerodesign**. 2021.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- ANDERSON, J. D.; BOWDEN, M. L. **Introduction to flight**. McGraw-Hill Higher Education, 2005.
- BENCKE, D. B. et al. Parâmetros e cálculos de estabilidade e controle de uma aeronave rádio controlada. **Anais do Salão de Ensino e de Extensão**, p. 27, 2011.
- BIRD, J. D.; LICHTENSTEIN, J. H.; JAQUET, B. M. **Investigation of the influence of fuselage and tail surfaces on low-speed static stability and rolling characteristics of a swept-wing model**. [S.l.], 1952.
- CAMPOS, R. B. et al. Controle de uma aeronave flexível. **Revista Interdisciplinar de Pesquisa em Engenharia**, v. 2, n. 20, p. 79–88, 2017.
- COOK, M. V. **Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2012.
- EMMERICK, M. C. **Estudo da Estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X da equipe AeroFEG**. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2011.
- EMMERICK, M. C.; ROSADO, V. O. G. Estabilidade dinâmica de uma aeronave rádio-controlada. **Revista Ciências Exatas**, v. 23, n. 2, p. 1–18, 2017.
- FILHO, A. G. C. et al. **Projeto da aeronave da equipe tucano para competição sae aerodesign**. 2007.
- FLORES, J. A. et al. **Metodologia de projeto conceitual de aeronaves**. Joinville, SC, 2017.
- GOMES, E. G. et al. Conceitos básicos do apoio multicritério à decisão e sua aplicação no projeto aerodesign. **Engevista**, 2003.
- GUIMARÃES, L. et al. Metodologia de um projeto aerodinâmico básico voltado a competição sae brasil aerodesign. **Brazilian Journal of Business**, v. 2, n. 3, p. 2397–2409, 2020.
- HALLA, R. **Análise da estabilidade estática e longitudinal dinâmica de uma aeronave usada na competição sae-aerodesign**. Universidade Federal Rural do Semi-Árido, 2018.
- JR, L. de A.; CERQUEIRA, S. Projeto ótimo de aeronave de carga rádio-controlada. **CEP**, v. 36307, p. 352, 2010.
- KOTHE, J. V.; EGERT, F. A. O estudo da estabilidade da aeronave pkm-15. **Anais do Salão de Ensino e de Extensão**, p. 441, 2015.

- KROO, I.; SHEVELL, R. Aircraft design: Synthesis and analysis. **Desktop Aeronautics Inc., Textbook Version 0.99**, 2001.
- KUNZ, F. T. et al. **Otimização numérica aplicada no projeto conceitual de aeronave SAE Aerodesign utilizando a técnica de regressão de Kriging**. Joinville, SC, 2019.
- LUCENA, A. N. d. **Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado com sustentação e propulsão híbrida**. Dissertação (Mestrado) — Brasil, 2018.
- MINA, K. H.; SILVA, M. A. da. **Otimização multidisciplinar da asa de uma aeronave projetada para a competição de aerodesign**. 2010.
- MULTHOFF, H. Aerodynamics of the fuselage. **Luftfahrtforschung**, v. 18, n. 3-Feb, 1942.
- MUNK, C.; STRAND, D. Afpac-accurate fuselage panel assembly cell. **SAE Transactions**, JSTOR, p. 2122–2130, 1992.
- NELSON, R. C. et al. **Flight stability and automatic control**. [S.l.]: WCB/McGraw Hill New York, 1998. v. 2.
- NORONHA, F.; EGERT, F. A.; EGERT, F. A. Estudo da estabilidade estática aplicada ao projeto kamikase. **Anais do Salão de Ensino e de Extensão**, p. 263, 2019.
- OLIVEIRA, J. R. S. d. et al. Análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave de aerodesign. Joinville, SC, 2020.
- OSENGINES. **Motor OS 46 AX**. 2000. Disponível em: <<https://www.os-engines.co.jp/>>.
- PIMENTEL, P. A. M. et al. Parâmetros das superfícies de controle para estabilidade longitudinal estática de um protótipo de aerodesign rádio-controlado. In: **Congresso técnico científico da engenharia e da agronomia–CONTECC**. [S.l.: s.n.], 2017. v. 74.
- PUMPMACKER, F. W. et al. Análise do estabilizador horizontal de um aerodesign rádio controlado. **Mostra de Extensão, Ciência e Tecnologia da Unisc**, p. 163, 2020.
- RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach, american institute of aeronautics and astronautics. **Inc., Reston, VA**, v. 21, 1999.
- RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach (aiaa education series). **Reston, Virginia**, 2012.
- RODRIGUES, L. Modelo teórico para determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática. **Revista Eletrônica AeroDesign Magazine**, v. 2, n. 1, p. 1–8, 2010.
- RODRIGUES, L. Fundamentos da engenharia aeronautica com aplicações ao projeto sae-aerodesign: Estabilidade e estruturas. **1a. edição, Edição do Autor, Salto**, 2014.
- RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto sae-aerodesign: Aerodinâmica e desempenho. **Salto/SP**, v. 1, 2014.
- ROSKAM, J. **Airplane design**. [S.l.]: DARcorporation, 1985.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft design: A systems engineering approach**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2012.

SANTOS, F. L. d. **Projeto de cargas e estruturas das asas e empenagens de uma aeronave voltada para a competição sae Brasil de aerodesign**. Universidade Federal Rural do Semi-Árido, 2017.

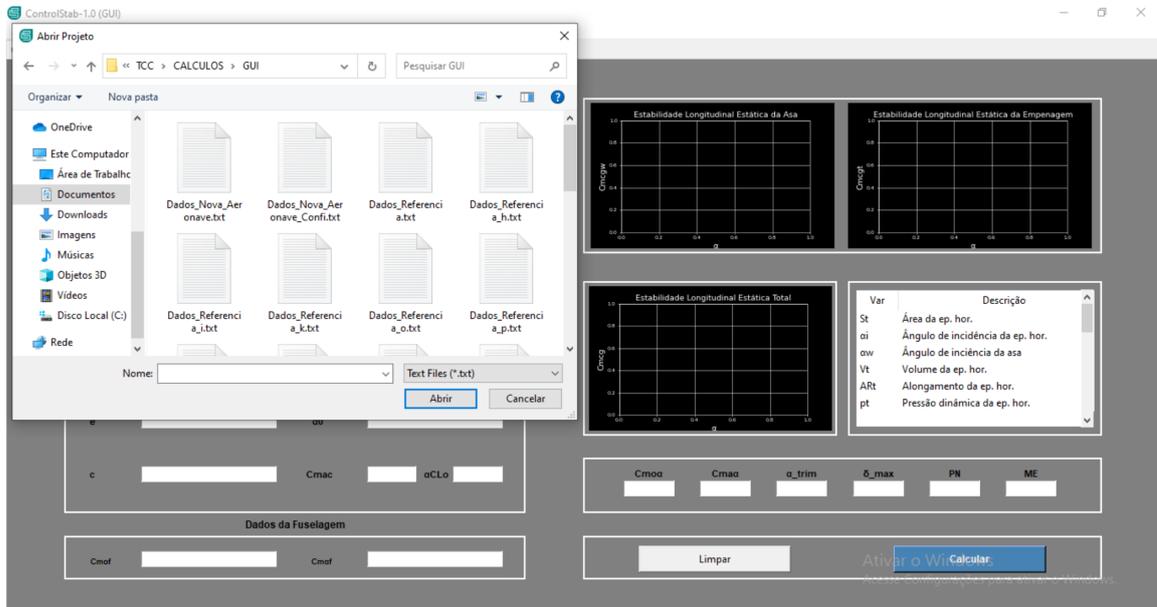
SOUSA, A. C. et al. **Análise e comparação dos modelos analítico e numérico na determinação do comprimento de pista para uma aeronave da competição sae brasil aerodesign**. 2019.

STUDART, N.; DAHMEN, S. R. A física do vôo na sala de aula. **Física na escola**. Vol. 7, n. 2 (out. 2006), p. 36-42, 2006.

VEDOI, V. E.; OLIVEIRA, E. d. M. de; FARINA, E. Projeto informacional e conceitual de asa para uma aeronave rádio controlada para a competição sae de aerodesign. **Brazilian Journal of Development**, v. 7, n. 6, p. 55292–55308, 2021.

VICTOR, J. **Número de Reynolds: entenda tudo!** 2015. Disponível em: <<https://www.guiadaengenharia.com/numero-reynolds-entenda/>>.

APÊNDICE A – DETALHES DA INTERFACE GRÁFICA.



APÊNDICE B – DADOS DE SAÍDA PARA AERONAVE IGUANAS E DADOS DA REFERÊNCIA.

aeronave_nelson_robert.txt - Bloco de Notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

Empenagem	valor_1	Asa	valor_2	Fuselagem	valor_3
St	43	Sw	184	Cmof	-0.037
ai	-1	ARw	6.06	Cmaf	0.12
aw	1	e	1	-	-
n	1	c	5.7	-	-
Vt	0.66	Hac	1.425	-	-
ARt	-0.21371	Hcg	1.6815	-	-
pt	0.01	a0w	0.097	-	-
a0t	0.01	Cmac	-0.116	-	-
-	-	aClo	-5	-	-
----- Outputs -----					
Cmoa	Cmaa	a_trim	deflex	PN	ME
0.0557	-1.1007	0.0506	13.013	0.5509	0.2559

Ln 1, Col 1 100% Windows (CRLF) UTF-8

Dados_Nova_Aeronave_Confi.txt - Bloco de Notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

Empenagem	valor_1	Asa	valor_2	Fuselagem	valor_3
St	0.12	Sw	0.7137	Cmof	-0.00402873
ai	0	ARw	6.8	Cmaf	0.0000404136
aw	5	e	0.95	-	-
n	0.98	c	0.355	-	-
Vt	0.4992	Hac	0.0702	-	-
ARt	5.3	Hcg	0.09	-	-
pt	0.015	a0w	0.0937	-	-
a0t	0.1611	Cmac	-0.35	-	-
-	-	aClo	-9	-	-
----- Outputs -----					
Cmoa	Cmaa	a_trim	deflex	PN	ME
0.1181	-0.0264	4.4763	11.1723	0.6095	0.356

Ln 1, Col 1 100% Windows (CRLF) UTF-8

APÊNDICE C – CÓDIGO PARCIAL DO PROGRAMA CONTROLSTAB-1.0 (GUI)

```

1  from tkinter import *
2  from tkinter import ttk
3  import numpy as np
4  from matplotlib import pyplot as plt
5  from matplotlib.backends.backend_tkagg import FigureCanvasTkAgg
6  from tkinter import filedialog
7  import pandas as pd
8
9  root = Tk()
10 root.iconbitmap('C:/Users/Kessio/Documents/TCC/IMAGENS_TCC/LOGO_CONTROL_STAB.ico')
11
12 class Application(funcoes):
13     def __init__(self):
14         self.root = root
15         self.tela()
16         self.frame_da_tela()
17         self.criando_botoes()
18         self.grafico()
19         self.labels()
20         self.entry()
21         self.lista_par()
22         self.Menu()
23         root.mainloop()
24
25
26
27     def tela(self):
28         self.root.title('ControlStab-1.0 (GUI)')
29         self.root.configure(background = '#808080')
30         self.root.geometry("1920x1080")
31         self.root.resizable(True, True)
32
33     def frame_da_tela(self):
34
35         self.frame_prin = ttk.Notebook(self.root)
36         self.frame_prin.place(relx = 0, rely = 0, relwidth = 1, relheight = 1)
37
38         self.frame_principal = Frame(self.frame_prin, bg = 'gray')
39         self.frame_prin.add(self.frame_principal, text = "Geral")
40
41         self.frame_secun = Frame(self.frame_prin, bg = 'gray')
42         self.frame_prin.add(self.frame_secun, text = "Instruções")
43
44         self.frame_e = Frame(self.frame_principal, bg = '#808080')
45         self.frame_e.place(relx = 0.05, rely = 0.03, relwidth = 0.4, relheight = 0.09)
46
47         self.frame_1 = Frame(self.frame_principal, bd = 4, bg = '#808080',
48                             highlightbackground = 'white', highlightthickness = 2)
49         self.frame_1.place(relx = 0.05, rely = 0.07, relwidth = 0.4, relheight = 0.28)
50
51         self.frame_w = Frame(self.frame_principal, bg = '#808080')
52         self.frame_w.place(relx = 0.05, rely = 0.36, relwidth = 0.4, relheight = 0.09)
53
54         self.frame_2 = Frame(self.frame_principal, bd = 4, bg = '#808080',
55                             highlightbackground = 'white', highlightthickness = 2)
56         self.frame_2.place(relx = 0.05, rely = 0.4, relwidth = 0.4, relheight = 0.42)
57
58         self.frame_f = Frame(self.frame_principal, bg = '#808080')
59         self.frame_f.place(relx = 0.05, rely = 0.82, relwidth = 0.4, relheight = 0.09)
60
61         self.frame_3 = Frame(self.frame_principal, bd = 4, bg = '#808080',
62                             highlightbackground = 'white', highlightthickness = 2)
63         self.frame_3.place(relx = 0.05, rely = 0.86, relwidth = 0.4, relheight = 0.08)
64
65         self.frame_4 = Frame(self.frame_principal, bd = 4, bg = '#808080',
66                             highlightbackground = 'white', highlightthickness = 2)
67         self.frame_4.place(relx = 0.5, rely = 0.86, relwidth = 0.45, relheight = 0.08)
68
69         self.frame_5 = Frame(self.frame_principal, bd = 4, bg = '#808080',
70                             highlightbackground = 'white', highlightthickness = 2)
71         self.frame_5.place(relx = 0.5, rely = 0.07, relwidth = 0.45, relheight =
72                             0.28)

```