

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

EDUARDA KELLY MASCIA

**CARACTERIZAÇÃO E ANÁLISE DA DINÂMICA DE UMA AERONAVE
MONOMOTORA EM ESCALA**

UBERLÂNDIA - MG

2020

EDUARDA KELLY MASCIA

**CARACTERIZAÇÃO E ANÁLISE DA DINÂMICA DE UMA AERONAVE
MONOMOTORA EM ESCALA**

Trabalho de Conclusão de Curso
apresentado ao Curso de Graduação
em Engenharia Aeronáutica da
Universidade Federal de Uberlândia,
como requisito parcial para a
obtenção do título de **BACHAREL**
em **ENGENHARIA AERONÁUTICA**.

Orientador: Prof. Msc. Felipe Machini
Malachias Marques

UBERLÂNDIA – MG

2020

EDUARDA KELLY MASCIA

**CARACTERIZAÇÃO E ANÁLISE DA DINÂMICA DE UMA AERONAVE
MONOMOTORA EM ESCALA**

Trabalho de conclusão de curso
APROVADO como requisito parcial
para obtenção do título de
Engenheira Aeronáutica, Graduação
em Engenharia Aeronáutica da
Faculdade de Engenharia Mecânica
da Universidade Federal de
Uberlândia.

Uberlândia, 09 de abril de 2020.

Banca Examinadora:

Prof. Msc. Felipe Machini Malachias Marques
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Tobias Souza Moraes
Universidade Federal de Uberlândia

Msc. Vitor Taha Sant'Ana
Universidade Federal de Uberlândia

*Dedico este trabalho ao meu pai,
Alfredo, minha mãe, Virgínia, ao meu
marido Caio e meus irmãos Alfredo Jr. e
Thaiz.*

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer ao professor Felipe Machini por todo o auxílio durante essa jornada dupla para a realização do trabalho e pelo incentivo, que foi crucial na finalização do projeto. Ao professor Leonardo Sanches que me ensinou, nas aulas de Mecânica do Voo, a base utilizada nesse trabalho.

Aos meus colegas de faculdade e de trabalho que me apoiaram e até mesmo contribuíram, com seus conhecimentos, para o desenvolvimento deste projeto.

E agradeço também à Universidade Federal de Uberlândia, mais especificamente à Faculdade de Engenharia Mecânica por toda a estrutura e qualidade de ensino que me suportaram durante a graduação.

MASCIA, Eduarda Kelly. **Caracterização e Análise da Dinâmica de uma Aeronave Monomotora em Escala**. 2020. 70 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) - Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2020.

RESUMO

Este trabalho propõe um estudo sobre as características de estabilidade longitudinal e derivadas longitudinais de uma aeronave monomotora em escala 1:8,3 do modelo Cessna 182. A aeronave em escala se inclui na categoria dos VANTs (Veículos Aéreos Não Tripulados) que pode ser remotamente pilotada. Para isto, os parâmetros geométricos do modelo em escala são obtidos a partir do aeromodelo físico, gerando então uma geometria em CAD. Esta por sua vez é simulada computacionalmente em duas ferramentas distintas, sendo elas: o Ansys Fluent® e o Datcom. Os resultados computacionais são comparados com as características aerodinâmicas e dinâmicas da aeronave em escala real. O aeromodelo analisado no *software* Ansys Fluent® apresentou-se estaticamente estável na direção longitudinal. A análise entre os diferentes métodos de simulação gerou ainda o cálculo do erro entre o modelo computacional e a aeronave em escala real. Por fim, são analisadas as derivadas de estabilidade longitudinal e os modos da aeronave, com suas respectivas frequências naturais. Para a análise de estabilidade dinâmica, comparou-se as derivadas de estabilidade longitudinal mais críticas para o sistema. A variação obtida comparando-se os resultados do Ansys Fluent® com a aeronave em escala real variaram entre 0,7 e 27%. Já para a análise utilizando o programa Datcom, a variação em relação ao modelo em escala real foi de 19% a 133%.

Palavras chave: estabilidade longitudinal, análise computacional, VANT, Ansys Fluent®, Datcom.

MASCIA, Eduarda Kelly. **Characterization and Analysis of the Dynamics of a Single-Engine Aircraft in Scale**. 2020. 70 p. Graduation Project - Federal University of Uberlândia, Uberlândia, 2020.

ABSTRACT

This work aims to study the characteristics of longitudinal stability and longitudinal derivatives of a single-engine aircraft of the model Cessna 182 in scale 1: 8,3. This scaled remote piloted aircraft is considered an UAV (Unmanned Aerial Vehicle) and is piloted through remote control. For this purpose, the geometric parameters of the scaled model are obtained from the physical model, then generating a 3D CAD model, which in turn is computationally simulated using two different tools, namely: Ansys Fluent® and Datcom. The computational results are compared with the aerodynamic and dynamic characteristics of the full-scale aircraft. The model analyzed in Ansys Fluent® software was statically stable in the longitudinal direction. The analysis between two different simulation methods also generated the calculation of the error between the computational model and the full-scale aircraft. Finally, the derivatives of longitudinal stability and the aircraft modes are analyzed, with their respective natural frequencies. For the dynamic stability analysis, the most critical longitudinal stability derivatives for the system were compared. The variation obtained by comparing the results of Ansys Fluent® with the full-scale aircraft ranged between 0,7 and 27%. For the analysis using the Datcom software, the variation in relation to the full-scale model was from 19% to 133%.

Keywords: longitudinal stability, computacional analysis, UAV, Ansys Fluent®, Datcom.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Número de empresas relacionadas a VANTs abertas por ano.	14
Figura 2 - Primeiros clientes do Primeiro VANT Firebee.	18
Figura 3 - O primeiro VANT do Brasil.	18
Figura 4 - Ângulo de ataque de uma aeronave.	25
Figura 5 - Exemplos de Estabilidade Dinâmica de uma aeronave.	26
Figura 6 - Forças e momentos de uma aeronave em operação.	27
Figura 7 - Coeficiente do momento ao redor do CG.	29
Figura 8 - Modelo Cessna 182 Skylane.	33
Figura 9 - Modelo em CAD da aeronave estudada em escala.	34
Figura 10 - Domínio Computacional utilizado para a simulação no Ansys Fluent®.	38
Figura 11 - Malhas computacionais utilizadas na análise.	39
Figura 12 - Malha computacional do modelo em escala.	39
Figura 13 - Coeficiente de Sustentação vs ângulo de ataque da asa.	45
Figura 14 - Coeficiente de Sustentação vs ângulo de ataque da empenagem horizontal.	47
Figura 15 - Coeficiente de Sustentação vs ângulo de ataque da aeronave.	48
Figura 16 - Estabilidade longitudinal estática da aeronave.	49
Figura 17 - Root Locus para a Análise Longitudinal.	52

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Parâmetros geométricos da aeronave Cessna 182.	34
Tabela 2- Propriedades de inércia do modelo em escala.	35
Tabela 3 - Comparação do número de Reynolds típico com o valor obtido para a pesquisa.	36
Tabela 4 - Resultados obtidos no Ansys Fluent® para a Asa.	44
Tabela 5 - Parâmetros aerodinâmicos resultantes da simulação para a Asa...	45
Tabela 6 - Resultados do Ansys Fluent® para a Empenagem Horizontal.....	46
Tabela 7 - Parâmetros aerodinâmicos da Empenagem Horizontal.	46
Tabela 8 - Resultados numéricos do aeromodelo comparados com o valor aproximado para a aeronave em escala real.	48
Tabela 9 - Derivadas de Estabilidade Longitudinal.	51
Tabela 10 - Phugoid e Short Period para o ângulo de trimagem da aeronave.	53

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

α	<i>Ângulo de ataque da aeronave</i>
α_{trim}	<i>Ângulo de ataque de trimagem da aeronave</i>
ε_0	<i>Coefficiente linear da equação do downwash</i>
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	<i>Coefficiente angular da equação downwash</i>
ξ_{ph}	<i>Razão de amortecimento de uma aeronave no modo phugoid</i>
ξ_{sh}	<i>Razão de amortecimento de uma aeronave no modo short period</i>
ω_{nph}	<i>Frequência natural de uma aeronave no modo phugoid</i>
ω_{nsh}	<i>Frequência natural de uma aeronave no modo short period</i>
λ	<i>Afilamento</i>
ρ_{∞}	<i>Massa específica do fluido na corrente livre para a asa</i>
ρ_{HT}	<i>Massa específica do fluido na corrente livre para a empenagem horizontal</i>
η_{HT}	<i>Eficiência de cauda</i>
AR	<i>Alongamento</i>
$\bar{c}$	<i>Corda média aerodinâmica da aeronave</i>
$\bar{c}_W$	<i>Corda média aerodinâmica da asa</i>
CAD	<i>Computer Aided Design (Desenho Assistido por Computador)</i>
C_L	<i>Coefficiente de sustentação</i>
C_{L_0}	<i>Coefficiente linear da equação do coeficiente de sustentação</i>
$C_{L\alpha}$	<i>Coefficiente angular da equação do coeficiente de sustentação</i>

C_D	<i>Coeficiente de arrasto</i>
C_{D_0}	<i>Coeficiente linear da equação do coeficiente de arrasto</i>
C_M	<i>Coeficiente do momento aerodinâmico da aeronave</i>
$C_{M_{0\alpha}}$	<i>Coeficiente linear da curva do coeficiente de momento da aeronave</i>
$C_{M_{0W}}$	<i>Coeficiente linear da curva do coeficiente de momento da asa</i>
$C_{M_{0f}}$	<i>Coeficiente linear da curva do coeficiente de momento da fuselagem</i>
$C_{M_{0t}}$	<i>Coeficiente linear da curva do coeficiente de momento da empenagem horizontal</i>
$C_{M_{\alpha\alpha}}$	<i>Coeficiente angular da curva do coeficiente de momento da aeronave</i>
$C_{M_{\alpha W}}$	<i>Coeficiente angular da curva do coeficiente de momento da asa</i>
$C_{M_{\alpha f}}$	<i>Coeficiente angular da curva do coeficiente de momento da fuselagem</i>
$C_{M_{\alpha t}}$	<i>Coeficiente angular da curva do coeficiente de momento da empenagem horizontal</i>
D	<i>Força de arrasto</i>
EH	<i>Empenagem Horizontal</i>
e_0	<i>Fator de eficiência de Oswald</i>
h_{ac}	<i>Distância da corda média aerodinâmica em relação ao bordo de ataque da asa</i>
h_{CG}	<i>Distância do CG em relação ao bordo de ataque da asa</i>
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	<i>Momentos de inércia para a aeronave em XYZ</i>
I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	<i>Produtos de inércia para a aeronave em XYZ</i>
k	<i>Coeficiente de proporcionalidade</i>

L	<i>Força de sustentação</i>
l_{HT}	<i>Distância do CG da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal</i>
M	<i>Momento ao redor do centro aerodinâmico</i>
S_{ref}	<i>Área de referência da asa</i>
S_{HT}	<i>Área de referência da empenagem horizontal</i>
T	<i>Tração do Motor</i>
V_{∞}	<i>Velocidade da corrente livre</i>
$\bar{V}_{HT}$	<i>Volume de cauda horizontal</i>
x_{ac_h}	<i>Distância do nariz da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal</i>
x_{CG}	<i>Distância do CG ao nariz da aeronave</i>

SUMÁRIO

CAPÍTULO I	13
CAPÍTULO II	16
CAPÍTULO III	17
3.1. Introdução	17
3.2. Definição e Origem dos VANTs	17
3.3. Conceitos teóricos	21
3.4 Conceitos Aerodinâmicos	22
3.4.1. Forças aerodinâmicas e Momentos	23
3.5. Estabilidade Estática e Dinâmica	26
3.5.1. Momento de Arfagem	27
3.5.2. Derivadas de Estabilidade Adimensionais	31
CAPÍTULO IV	33
4.1. Descrição do modelo	33
4.1.1. Parâmetros Geométricos da Aeronave	33
4.1.2. Propriedades de Inércia	35
4.1.3. Parâmetros Propulsivos	35
4.1.4. Condições de voo	36
4.2. Análise Computacional	37
4.3. Estabilidade Estática Longitudinal	40
4.4. Frequências Naturais	43
CAPÍTULO V	44
5.1. Análise Computacional	44
5.2. Estabilidade Estática Longitudinal	49
5.2.1. Coeficiente de Momento da Aeronave	49
5.2.2. Trimagem	50

5.2.3. Ponto neutro e Margem Estática.....	50
5.2.4. Derivadas de Estabilidade Longitudinal	51
5.2.5. Frequências Naturais do modelo	51
CAPÍTULO VII.....	54
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	57
APÊNDICE A	61
APÊNDICE B	63
APÊNDICE C	65
APÊNDICE D	68

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

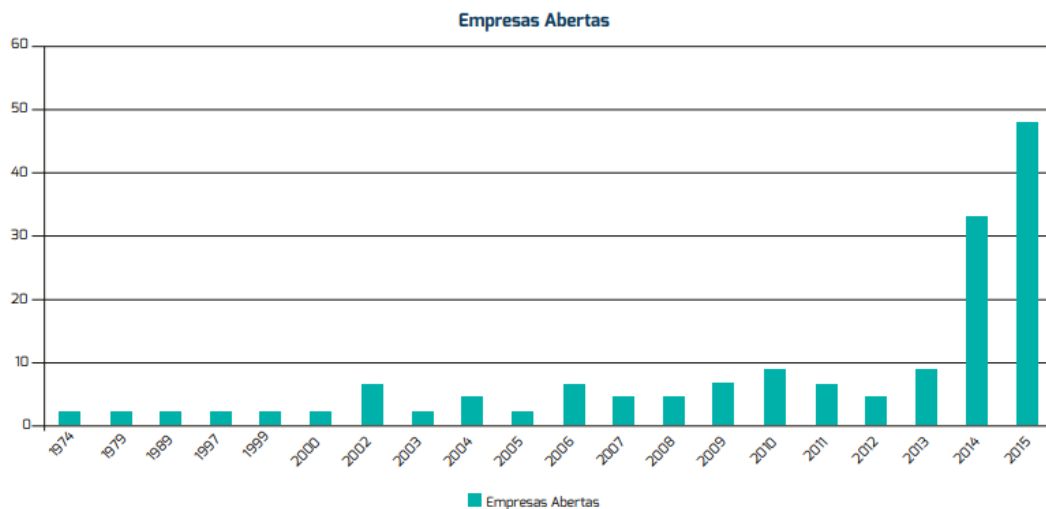
Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) representam a classe de veículos que permitem o controle e navegação aérea operados remotamente, por meio de controle remoto ou utilizando softwares capazes de realizar o voo de forma autônoma. Atualmente, este tipo de veículo aéreo é utilizado, por exemplo, para monitoramento de propriedades agrícolas, monitoramento de fronteiras e controle de desmatamento (PECHARROMÁN, 2016).

Apesar de sua atual utilização em vários setores, os VANTs surgiram para uso militar, sendo essa a principal fonte de investimentos tecnológicos durante o surgimento da categoria, buscando-se principalmente o aumento de sua precisão e confiabilidade.

De acordo com Arfaoui (2017), devido aos avanços tecnológicos dos últimos 50 anos, os VANTs se tornaram uma solução com preço e acurácia atrativos para medições precisas e rápidas, mesmo que para aplicações complexas e desafiadoras.

A crescente capacidade dos VANTs em transportar cargas úteis e voar distâncias maiores aumentam cada vez mais a expansão do mercado que utiliza desse veículo. Nota-se também um aumento na abertura de empresas focadas nesse tipo de negócio. O mercado de VANTs aumentou em quase 500% entre os anos de 2013 e 2015 (PECHARROMÁN, 2016), como apresentado na Figura 1.

Figura 1 - Número de empresas relacionadas a VANTs abertas por ano.



Fonte: Pecharromán (2016).

Em se tratando dos avanços realizados nos projetos de VANTs e suas capacidades operacionais, torna-se muito importante o domínio dos conceitos de dinâmica de voo para contribuir com a melhoria da precisão e confiabilidade dos VANTs. Isto possibilita, por exemplo, a determinação de modelos matemáticos que se aproximam mais da realidade e a realização de previsões de acidentes, sendo possível evitá-los ou minimizar seus impactos.

As análises de mecânica do voo auxiliam, principalmente, para a melhoria da qualidade do voo diante de possíveis perturbações externas que a aeronave experimenta durante sua operação.

Para o caso dos VANTs, a análise de mecânica do voo é importante devido à preocupação com a controlabilidade e a manobrabilidade do modelo.

Levando em consideração o mercado crescente deste tipo de veículo e as necessidades de garantir condições operacionais seguras e dentro de limites pré-determinados, este trabalho propõe o estudo da dinâmica de um aeromodelo em escala da aeronave Cessna 182, comparando resultados obtidos através de métodos computacionais e, confrontando ainda os resultados obtidos para a aeronave em escala real.

Pretende-se compreender com a comparação entre os resultados do modelo em escala reduzida e o modelo em escala real se é possível inferir sobre os parâmetros aerodinâmicos e dinâmicos de uma aeronave utilizando, para isso, um modelo em escala reduzida.

A viabilidade desse procedimento já foi comprovada em alguns projetos, como por exemplo pelos estudos realizados pelo centro de pesquisa Langley, da NASA, no projeto AirSTAR (JORDAN et al., 2006), citado posteriormente neste trabalho.

A utilização desse método de análise resulta em um potencial ganho econômico, de tempo e de segurança em testes para empresas que trabalham com esse tipo de análise.

CAPÍTULO II

OBJETIVOS

Este projeto tem como objetivo principal caracterizar a dinâmica de uma aeronave monomotora em escala, especificamente o modelo Cessna 182 em escala 1:8,3.

Ainda como objetivo específico, espera-se obter as propriedades físicas da aeronave a partir do modelo real em escala e um modelo em CAD, bem como adquirir suas propriedades aerodinâmicas. Em seguida, pretende-se realizar a comparação entre as características reais da aeronave e resultados obtidos a partir de dois *softwares* computacionais distintos: o Datcom e o Ansys Fluent®. Após essa análise, busca-se obter as derivadas de estabilidade e a definição do modelo dinâmico da aeronave.

CAPÍTULO III

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1. Introdução

Este capítulo apresenta uma revisão bibliográfica acerca dos tipos de VANTs e um breve resumo de sua história, além da importância do estudo e entendimento das características dinâmicas desse tipo de veículo. Em seguida, são apresentados conceitos teóricos utilizados para fundamentar a metodologia adotada.

3.2. Definição e Origem dos VANTs

O primeiro VANT moderno (com a configuração próxima a de uma aeronave de asa fixa), criado em 1951 pela empresa Ryan Aeronautical Company e conhecido como Firebee, foi desenvolvido para utilidade militar, desempenhando o papel de alvo aéreo, como mencionado em AERO Magazine (2015).

O modelo Firebee é apresentado na Figura 2, que mostra os primeiros clientes do modelo, sendo eles: a Força Aérea, a Marinha e o Exército dos Estados Unidos e a Força Aérea Real Canadense.

Figura 2 - Primeiros clientes do Primeiro VANT Firebee.



Fonte: Leversedge (2014).

Já no Brasil, o primeiro VANT registrado realizou seu primeiro voo em 1983. Com o nome de BQM-1BR, esse modelo, fabricado pela Companhia Brasileira de Tratores (CBT), foi o primeiro veículo remotamente tripulado à jato brasileiro (PAULA, 20-). O BQM-1BR é apresentado na Figura 3.

Figura 3 - O primeiro VANT do Brasil.



Fonte: Paula (20-).

Diversos foram os avanços tecnológicos realizados para os VANTs, tornando sua aplicação cada vez mais vasta e valorizada. Apesar de terem, no início de sua história, uma utilização focada no mercado militar, esse veículo conquistou outros mercados no mundo. Observa-se utilização dos VANTs atualmente em outras áreas, como: segurança interna (patrulha de fronteiras, vigilância e interdição de drogas e segurança portuária) (DE GARMO, 2004), sensoriamento remoto (monitoramento de impactos ambientais) (LONGHITANO, 2010) e agricultura (gestão do campo de plantio), sendo essa uma das principais bases da economia brasileira (HORUS, 2017).

Devido a evolução dos VANTs e o aumento em sua demanda, fez-se necessário criar classificações de acordo com suas características. Atualmente, entende-se que existem duas classificações distintas para os VANTs, sendo elas: as Aeronaves Remotamente Pilotadas (RPA) e as Aeronaves Autônomas (DECEA, 2018).

Como o próprio nome sugere, as RPAs compõem a “subcategoria de aeronaves não tripuladas, pilotada a partir de uma Estação de Pilotagem Remota e utilizada para qualquer outro fim que não seja o recreativo” (DECEA, 2018). Já as Aeronaves Autônomas são “aquelas que, uma vez iniciado o voo, de forma intencional, não há a possibilidade de intervenção do piloto” (DECEA, 2018).

Ainda existem outras classificações relacionadas a VANTs. A exemplo disso, Fahlstrom (2012) divide os VANTs em quatro categorias distintas, separadas de acordo com a dimensão do modelo, sendo elas: muito pequeno, pequeno, médio e grande.

Os VANTs muito pequenos são aqueles com dimensões entre 30 e 50 cm, que são encontrados geralmente nas configurações de asa flexível, como a dos pássaros, ou de asa rotativa. Já os VANTs pequenos são aqueles que possuem pelo menos uma dimensão acima de 50 cm. Os veículos classificados como médios são aqueles com envergadura entre 5 e 10 metros. Por último, modelos da categoria grande possuem dimensões maiores do que uma aeronave tripulada leve típica (FAHLSTROM, 2012).

Para os VANTs categorizados como médios e grandes, torna-se um desafio sua análise experimental, uma etapa do projeto construtivo do modelo

muito importante. A partir da simulação experimental de um veículo, seja ele aéreo ou terrestre, torna-se possível identificar falhas no projeto conceitual ou possíveis melhorias antes mesmo de fabricá-lo para venda. Para o caso de VANTs, a simulação experimental permite a verificação do desempenho do modelo e o efeito de modificações de projeto no comportamento do veículo (PARIZOTTO, 2019).

Uma alternativa investigada atualmente para viabilizar a análise de VANTs de maior porte e até aeronaves é a utilização de modelos em escala desses veículos, tornando-se possível a utilização de túneis de vento e bancadas de teste em menor escala. Um exemplo de estudos investigativos são as pesquisas realizadas pelo centro de pesquisa da NASA, *Langley Research Center* (JORDAN et al., 2006) e, também, os desenvolvimentos apresentados por Fahlstrom (2012).

Para tornar-se possível a análise de aeronaves reais a partir de modelos em escala, é necessário que o modelo reduzido possua similitude em relação ao real. Primeiramente, a similitude geométrica, garantindo que todas as dimensões do modelo real sejam aplicadas ao protótipo respeitando a mesma proporção. Em segundo lugar, a similitude cinemática, ou seja, as velocidades presentes no cenário real devem aparecer na simulação em escala, respeitando a mesma direção e utilizando o mesmo fator de proporcionalidade. Por fim, deve-se respeitar a similitude dinâmica, que é válida quando as forças presentes no sistema original são identificadas no modelo em escala com a mesma direção e magnitudes divididas pelo mesmo fator comum (WIKILIVROS, 2011).

Uma vez que diferenças de similitude, como por exemplo na distribuição de massa e na escala do problema, podem influenciar características como a propriedade de inércia, a massa, o número de Reynolds de um corpo em determinado estado, faz-se essencial comparar as respostas aerodinâmicas e dinâmicas de um modelo em escala reduzida com o seu respectivo modelo em escala real e, assim, tornar-se possível viabilizar e aprimorar essa alternativa de pesquisa.

3.3. Conceitos teóricos

De acordo com Etkin (1996), a dinâmica de voo estuda características como a resposta de uma aeronave às perturbações do meio, a atuação de superfícies de controle para a determinação de atitudes de voo distintas e analisa também a qualidade de voo a partir dos parâmetros de uma aeronave.

A estabilidade estática ocorre quando, gerada uma condição perturbada por forças externas, as características da aeronave permitem com que ela retorne para sua condição de equilíbrio original (RAYMER, 1999). Para o estudo da estabilidade estática longitudinal, consideram-se perturbações na direção longitudinal do movimento.

A análise de estabilidade é importante para se compreender sobre o comportamento da aeronave durante o voo e suas características de manobrabilidade e segurança. Para os VANTs, a análise de seu comportamento dinâmico torna-se ainda mais importante, considerando que as manobras são realizadas remotamente e devem possuir precisão e carga de trabalho adequada ao usuário, assim como em aeronaves comuns (ETKIN, 1996). Além disso, outro tópico importante quando se trata da dinâmica de aeronaves ou aeromodelos é o domínio das leis de controle e suas capacidades de aplicação, seja para o desenvolvimento de piloto automático, aplicável para aeronaves autônomas, seja para auxiliar na estabilidade e desempenho de um veículo aéreo.

Neste cenário, trabalhos recentes utilizam VANTs em escala de aeronaves reais para permitir assim um estudo facilitado da resposta do avião à diferentes circunstâncias a partir de simulações. Este tipo de pesquisa, além de permitir a redução de custos de testes em modelos de escala real, traz o foco para uma importante questão: se os modelos criados para os veículos em escala e seus respectivos resultados se aproximam de forma suficiente das situações em escala real, ou seja, se eles são precisos de forma satisfatória.

Dentre as pesquisas realizadas atualmente está o trabalho elaborado por Jordan et al. (2006), no *Langley Research Center*, da NASA. Este centro de pesquisa está atualmente desenvolvendo um programa conhecido como

Aviation Safety Program, cuja intenção é melhorar a segurança de aeronaves a partir do desenvolvimento de novas tecnologias capazes de prevenir acidentes causados por perdas de comando. O centro de pesquisa da NASA pretende alcançar este patamar de segurança a partir do desenvolvimento de algoritmos embarcados em veículos aéreos, conhecidos como Sistemas Aéreos Não Tripulados (SANTs), sendo este especificamente nomeado AirSTAR.

Análises mais complexas relacionadas ao comportamento de aeronaves em condições adversas. Por exemplo, em Brandon (2012) são utilizadas técnicas de modelagem a partir da lógica do tipo Fuzzy (controle à inteligência artificial) para expandir as capacidades de modelagem aerodinâmica não linear. Este trabalho, realizado também pela NASA, traz em si o conceito de “*Learn-to-Fly*” (“Aprender a voar”), que tem como objetivo desenvolver estratégias de controle autônoma, reduzindo drasticamente a interação humana no controle da aeronave.

Pesquisas como a de Foster (2004) apresentam ferramentas de modelagem dinâmica de aeromodelos, desenvolvidas para a área militar, com o foco em analisar a estabilidade de VANTs em escala e para a previsão das qualidades de manobrabilidade dos veículos. O autor apresenta uma metodologia com erros inferiores a 25% para a análise da estabilidade estática longitudinal. Apesar de ser um erro relativamente alto, o autor aponta que o modelo desenvolvido ainda é útil para obter estimativas aproximadas e analisar tendências na estabilidade do aeromodelo.

3.4 Conceitos Aerodinâmicos

A aerodinâmica de aeronaves possui conceitos essenciais para compreender como comportam-se os fluidos ao interagirem com corpos neles imersos, sendo importante aqui resumir os conceitos de forças e momentos aerodinâmicos, centro aerodinâmico e centro de pressão.

A importância desse resumo deve-se ao fato de esses parâmetros afetarem o comportamento do sistema estudado, de modo que analisar a

dinâmica implica em estudar como essas forças de momentos interagem com a aeronave ao longo do voo.

3.4.1. Forças aerodinâmicas e Momentos

A interação de um corpo em movimento com um fluido gera uma força resultante agindo em seu centro de pressão. Tal força pode ser dividida em duas componentes, sendo elas: a sustentação, que é uma força normal à direção do escoamento, e o arrasto, sendo ele paralelo à trajetória (RODRIGUES, 2013).

O centro de pressão é definido como o ponto geométrico onde atua a força aerodinâmica resultante da pressão distribuída ao longo do perfil aerodinâmico para uma determinada condição de voo (RODRIGUES, 2013).

A força de sustentação presente nos corpos é um resultado da diferença de pressão na direção perpendicular ao escoamento. Ela é a propriedade aerodinâmica que permite a um corpo que ele vença seu próprio peso (ou gravidade) e, desta forma, consiga levantar voo.

A força de arrasto por sua vez, é composta por duas parcelas distintas, sendo elas: o arrasto de fricção, ou arrasto de superfície, e o arrasto de pressão, ou de forma.

O arrasto de superfície está associado às tensões de cisalhamento, resultado do efeito de não escorregamento do escoamento na parede do corpo, que gera um alto gradiente de velocidade nas camadas de fluido adjacentes.

Já o arrasto de forma é resultado da diferença de pressão existente entre as regiões frontal e traseira do corpo, influenciadas diretamente pela mudança de velocidade, devido à presença do corpo no escoamento.

O momento aerodinâmico é o componente resultante da aplicação da força resultante ao redor do centro aerodinâmico da asa. O centro aerodinâmico de uma aeronave, também conhecido como ponto neutro é a posição geométrica na qual o coeficiente de momento não é função do ângulo de ataque, ou seja,

mudanças no ângulo de ataque na aeronave não geram alterações no coeficiente de momento em relação ao ponto neutro.

As Equações (1), (2) e (3) apresentam o método de cálculo dos respectivos parâmetros aerodinâmicos.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S_{ref} * C_L \quad (1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S_{ref} * C_D \quad (2)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S_{ref} * \bar{c} * C_M \quad (3)$$

onde ρ_{∞} é a densidade do ar, V_{∞} é a velocidade do escoamento, S_{ref} é a área de referência, $\bar{c}$ é a corda média aerodinâmica, C_L é o coeficiente de sustentação, C_D é o coeficiente de arrasto e C_M é o coeficiente de momento da aeronave.

As forças de sustentação e de arrasto são avaliadas em um problema a partir de seus valores adimensionais, conhecidos como coeficiente de sustentação (C_L) e coeficiente de arrasto (C_D).

Dentre os métodos de definição dos coeficientes de sustentação e de arrasto, estão os ensaios em túnel de vento e as simulações computacionais, sendo neste trabalho utilizado o método computacional a partir de dois softwares distintos, o DATCOM (*United States Air Force Stability and Control Digital*) e o Ansys Fluent®.

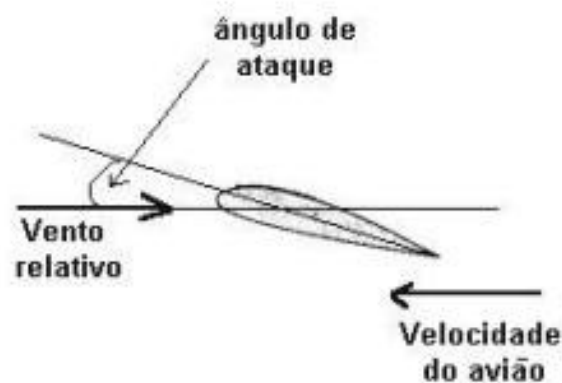
O coeficiente de sustentação é um parâmetro aerodinâmico medido a partir do modelo do perfil aerodinâmico usado, do número de Reynolds e do ângulo de ataque da aeronave, como apresentado na Equação (4).

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_{\alpha}} * \alpha \quad (4)$$

onde C_{L_0} é o coeficiente linear da equação, determinado para um ângulo de ataque nulo, C_{L_α} é o coeficiente angular da equação e α é o ângulo de ataque.

O ângulo de ataque é definido como o “ângulo entre a corda do aerofólio e a linha representando o fluxo relativo do ar.” (EMBRAER, 2001), como ilustrado na Figura 4.

Figura 4 - Ângulo de ataque de uma aeronave.



Fonte: Aviador (2017).

O coeficiente de arrasto é um parâmetro função do número de Reynolds e do ângulo de ataque, que pode ser representado a partir de uma relação quadrática com o coeficiente de sustentação, como apresentado na Equação (5).

$$C_D = C_{D_0} + k * C_L^2 \quad (5)$$

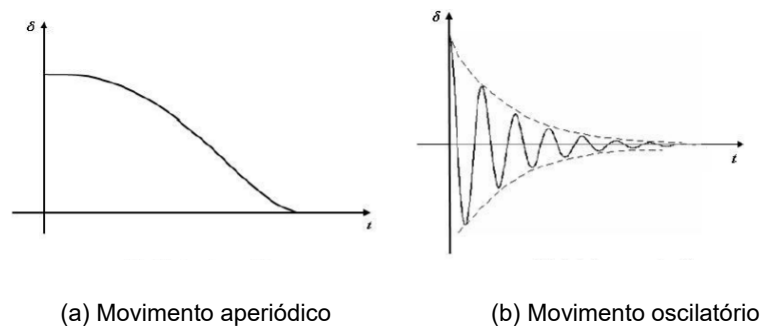
onde C_{D_0} é o coeficiente linear da equação e k é o coeficiente de proporcionalidade.

3.5. Estabilidade Estática e Dinâmica

A estabilidade estática de um corpo representa a sua capacidade de retomar suas condições operacionais de equilíbrio de maneira independente após uma perturbação.

Já a estabilidade dinâmica está diretamente relacionada ao intervalo de tempo decorrido após uma perturbação retirar a aeronave de sua posição de equilíbrio (RODRIGUES, 2013). Após uma perturbação externa, uma aeronave pode responder de maneiras diferentes de acordo com suas características, sendo normalmente uma resposta aperiódica ou oscilatória, como apresentado na Figura 5.

Figura 5 - Exemplos de Estabilidade Dinâmica de uma aeronave.



Fonte: Rodrigues (2013).

Um corpo é considerado dinamicamente estável quando, após um intervalo de tempo, ele é capaz de retomar seu estado de equilíbrio após uma perturbação externa. Caso o corpo não seja capaz de retornar a sua condição de equilíbrio, dizemos que ele é dinamicamente instável, o que acontece, por exemplo, se ele possui como característica um movimento oscilatório divergente (aumento da amplitude) após uma perturbação.

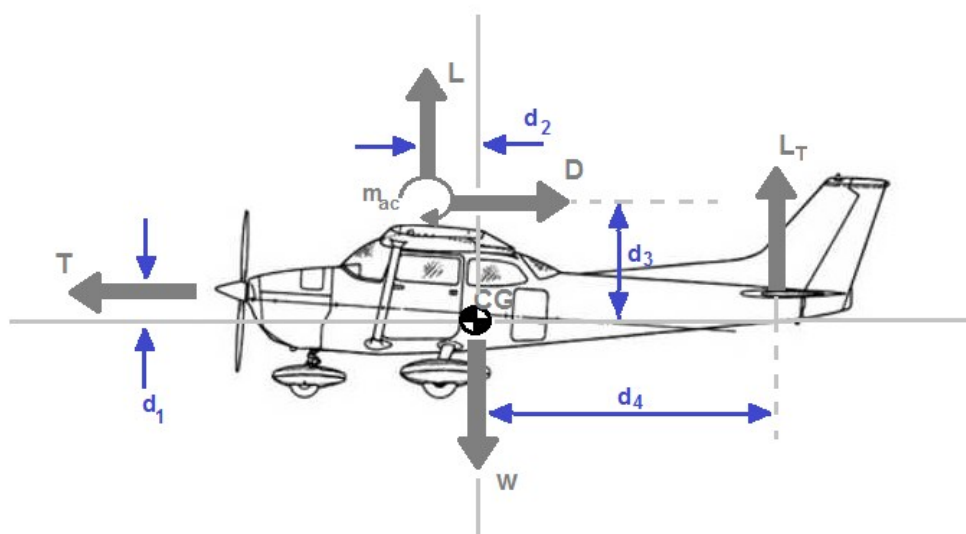
Para o caso de aeronaves, a estabilidade relaciona-se diretamente a sua controlabilidade, segurança de voo e conforto sentido durante a operação.

Uma etapa importante na análise das características de estabilidade de uma aeronave é a determinação do seu Centro de Gravidade (CG). O CG é estabelecido a partir do cálculo analítico das condições de balanceamento dos momentos. Isso significa que o CG é o ponto no corpo onde a soma dos momentos devido a ação gravitacional em cada elemento de massa do nariz da aeronave até ele (sentido anti-horário – negativo) possuem a mesma intensidade da soma dos momentos de cauda (sentido horário – positivo) (RODRIGUES, 2013).

3.5.1. Momento de Arfagem

Pensando-se nas forças atuantes em uma aeronave e nas suas respectivas distâncias (“braços”) em relação ao CG, torna-se possível calcular o momento resultante em torno do CG de uma aeronave para diferentes condições de voo (variações nas forças), sendo esse atuante em um eixo perpendicular ao plano. A Figura 6 apresenta uma simplificação das forças longitudinais.

Figura 6 - Forças e momentos de uma aeronave em operação.



Fonte: A autora.

Através da Equação (6) é possível então calcular-se o momento atuante no CG da aeronave.

$$m_{CG} = -T * d_1 + L * d_2 + D * d_3 - L_t * d_4 + m_{ac} \quad (6)$$

onde T é a tração do motor, L é a força de sustentação da asa, D é a força de arrasto da asa, L_t é a força de sustentação da empenagem horizontal, d_1 , d_2 , d_3 e d_4 são as distâncias dos eixos de aplicação das forças em relação ao CG da aeronave (Figura 6) e m_{ac} é o momento atuante no centro aerodinâmico da asa.

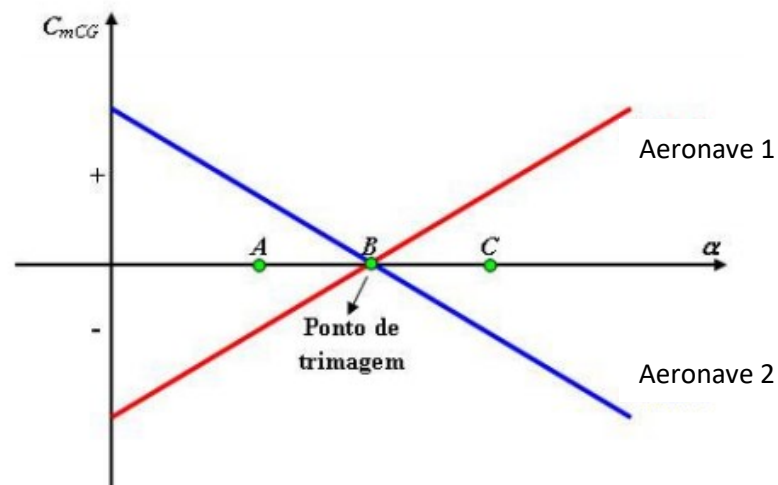
A partir da adimensionalização do momento ao redor do CG, temos o coeficiente do momento atuante no CG, como apresentado na Equação (7).

$$C_{m_{CG}} = \frac{m_{CG}}{\frac{1}{2} * \rho * V^2 * S_{ref} * \bar{c}} \quad (7)$$

Como definido anteriormente, a condição de equilíbrio de uma aeronave é representada quando o momento ao redor do CG for nulo, ou seja, quando $C_{m_{CG}} = 0$.

O comportamento do coeficiente do momento ao redor do CG apresentado na Equação (7) em relação a variação do ângulo de ataque é apresentado na Figura 7.

Figura 7 - Coeficiente do momento ao redor do CG.



Fonte: Adaptada de Rodrigues (2013).

A Figura 7 apresenta o comportamento do momento ao redor do CG para duas aeronaves distintas. Para a aeronave 1, o coeficiente do momento aumenta com relação ao aumento do ângulo de ataque, enquanto para a aeronave 2 ele reduz com o aumento do ângulo de ataque, sendo a primeira estável e a segunda instável.

O Ponto B representa o ponto de trimagem, sendo este o ponto onde a condição de voo em que a aeronave se encontra caracteriza seu equilíbrio estático, sendo coeficiente de momento nulo para essa posição.

A condição apresentada pela aeronave 1, em que seu coeficiente de momento aumenta com o aumento do ângulo de arfagem gera para essa aeronave um momento ao redor do CG positivo. Esse estado resulta em um acréscimo no ângulo de arfagem, fazendo com que o sistema se afaste cada vez mais do equilíbrio, caracterizando uma condição instável.

Já a aeronave 2 gera um momento decrescente e negativo em relação ao aumento do ângulo de ataque, gerando, portanto, um movimento de nariz para baixo, trazendo-a de volta para sua posição de equilíbrio, sendo assim uma aeronave estável.

Desta forma, conclui-se que uma aeronave com estabilidade estática longitudinal possui o coeficiente angular da curva apresentada na Figura 7 negativo, como apresentado na Equação (8).

$$\frac{dC_{m_{CG}}}{d\alpha} = C_{m_\alpha} < 0 \quad (8)$$

Além disso, outro critério para que a estabilidade estática longitudinal seja garantia é que a variação do coeficiente de momento em relação ao coeficiente de sustentação seja negativa, como apresentado na Equação (9).

$$\frac{dC_{m_{CG}}}{dC_L} < 0 \quad (9)$$

Ainda referente ao coeficiente de momento, outro critério que deve ser satisfeito para garantir a estabilidade estática refere-se ao coeficiente linear da curva apresentada na Figura 7, que deve ser positivo ($C_{m_0} > 0$).

Desta forma, a análise da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave pode ser feita a partir do estudo do comportamento da equação do coeficiente de momento de arfagem ao redor do Centro de Gravidade, apresentado na Equação (10) (RODRIGUES, 2013).

$$C_{M_{CGa}} = C_{M_{0a}} + C_{M_{\alpha a}} * \alpha \quad (10)$$

onde $C_{M_{0a}}$ é o coeficiente linear da curva e $C_{M_{\alpha a}}$ é o coeficiente angular da curva.

$$C_{M_{0a}} = C_{M_{0W}} + C_{M_{0f}} + C_{M_{0t}} \quad (11)$$

$$C_{M_{\alpha a}} = C_{M_{\alpha W}} + C_{M_{\alpha f}} + C_{M_{\alpha t}} \quad (12)$$

onde $C_{M_{0W}}$ e $C_{M_{\alpha W}}$ são os coeficientes do momento linear e angular da asa, $C_{M_{0f}}$ e $C_{M_{\alpha f}}$ são os coeficientes linear e angular para a fuselagem e $C_{M_{0t}}$ e $C_{M_{\alpha t}}$ são os coeficientes para a empenagem horizontal. Esta equação foi simplificada desconsiderando a componente gerada devido às forças propulsivas.

A análise de estabilidade estática longitudinal pode ser realizada de duas maneiras distintas: com comando irreversível (manche fixo) ou com comando reversível (manche livre).

No caso do comando reversível (manche livre), considera-se na análise que variações de forças e momentos são capazes de alterar a posição do profundor, gerando assim um momento não nulo na articulação dele. Já para o caso de manche fixo, o profundor não é afetado com alterações nas forças e momentos, havendo deflexão somente com o comando do piloto.

O ângulo de trimagem, pode ser determinado, portanto, a partir da Equação (13).

$$\alpha_{trim} = \frac{C_{M_{0a}}}{C_{M_{\alpha a}}} \quad (13)$$

3.5.2. Derivadas de Estabilidade Adimensionais

Para a análise longitudinal, considera-se neste trabalho as derivadas mais críticas para o sistema. Elas podem ser obtidas através da metodologia presente em Roskam (2001), como apresentado nas Equações (14) a (17).

$$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 2 * C_{L_{\alpha_t}} * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * \frac{(x_{ac_h} - x_{CG})}{\bar{c}} * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \quad (14)$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 * C_{L_{\alpha_t}} * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{CG})^2 * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \quad (15)$$

$$C_{L_q} = 2 * C_{L_{\alpha_t}} * \frac{(x_{ac_h} - x_{CG})}{\bar{c}} * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \quad (16)$$

$$C_{m_q} = -2,2 * C_{L_{\alpha_t}} * \left(\frac{x_{ac_h} - x_{CG}}{\bar{c}} \right)^2 * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \quad (17)$$

onde x_{ac_h} é a distância do nariz da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal, x_{CG} é a distância do CG ao nariz da aeronave e $C_{L_{\alpha_t}}$ é o coeficiente angular da curva do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal.

CAPÍTULO IV

MÉTODOLOGIA

4.1. Descrição do modelo

4.1.1. Parâmetros Geométricos da Aeronave

O objeto de estudo dessa pesquisa é o modelo em escala da aeronave Cessna 182, também conhecida como Skylane, que possui como características quatro assentos disponíveis e asa alta. A aeronave é apresentada na Figura 8.

Figura 8 - Modelo Cessna 182 Skylane.



Fonte: Textron Aviation (2019).

Nesta pesquisa, analisa-se um modelo em escala 1:8,3 da aeronave, cujos principais parâmetros geométricos são apresentados na Tabela 1.

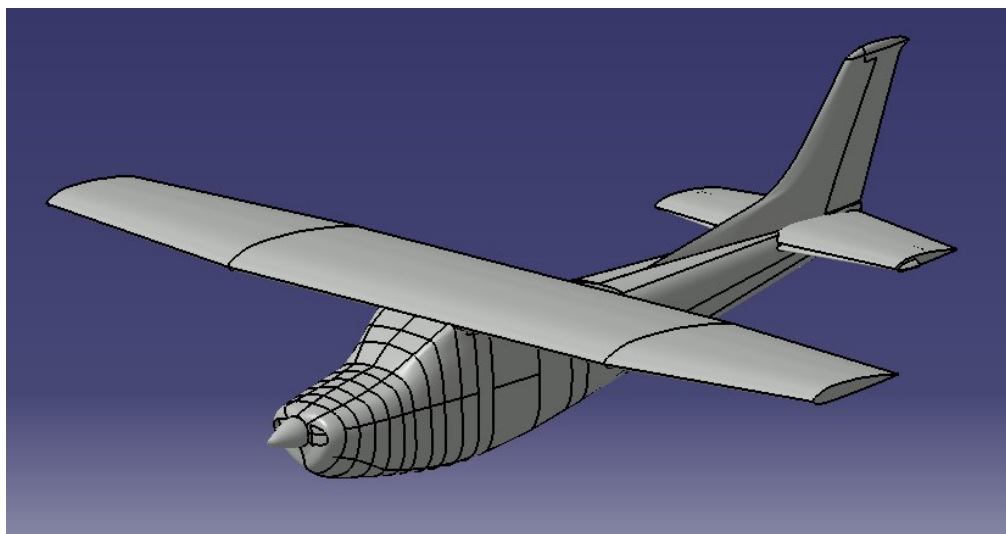
Tabela 1 - Parâmetros geométricos da aeronave Cessna 182.

Propriedade	Modelo Real	Modelo Escala	Unidade de Medida
Envergadura	10,9700	1,3000	m
Comprimento	8,8000	0,8300	m
Corda na raiz da asa	1,6300	0,2050	m
Corda na ponta da asa	1,0900	0,1350	m
Área de referência	16,1700	0,2350	m ²
Massa (fabricante)	12,0200	1,1690	kg

Fonte: A autora.

A partir das dimensões da geometria, gerou-se o modelo em CAD para análise computacional, apresentado na Figura 9.

Figura 9 - Modelo em CAD da aeronave estudada em escala.



Fonte: A autora.

4.1.2. Propriedades de Inércia

A partir do modelo construído em CAD e aplicando-se a ele o material utilizado para sua fabricação, que neste caso é o Poliestireno Expandido P3, é possível obter-se as propriedades de inércia aproximadas do modelo em escala utilizando o *software* CATIA™. A Tabela 2 apresenta os resultados obtidos.

Tabela 2- Propriedades de inércia do modelo em escala.

Momento de inércia	Valor [kg*m²]
I_{xx}	0,0620
I_{yy}	0,0710
I_{zz}	0,1240
I_{xy}	0,0020
I_{xz}	0,0002
I_{yz}	-0,0004

Fonte: A autora.

4.1.3. Parâmetros Propulsivos

A aeronave original Cessna 182 possui como propulsão um motor Lycoming a pistão modelo IO-540-AB1A5 posicionado na região frontal do avião, que possui potência de 230 hp (172 kW) e peso de aproximadamente 200 kg. Já a aeronave em escala, analisada no presente estudo, utiliza como propulsão um motor elétrico – *Brushless* de aproximadamente 0,04 kg

4.1.4. Condições de voo

Para a realização da análise da dinâmica da aeronave em escala, considera-se que o modelo em escala reduzida está operando a uma velocidade de 15 m/s , a uma altitude de 100 m ($\rho = 1,2189 \text{ kg/m}^3$) e viscosidade dinâmica $\mu = 1,7894 * 10^{-5} \text{ kg/ms}$ e o número de Reynolds é igual a $1,7615 * 10^5$.

Vale citar que, para a aeronave em escala real, a velocidade de cruzeiro é igual a $72,5 \text{ m/s}$, a altitude de cruzeiro é de aproximadamente 6100 m ($\rho = 0,9879 \text{ kg/m}^3$) e o número de Reynolds é igual a $5,7 * 10^6$.

A Tabela 3 compara os números de Reynolds típicos encontrados na literatura (FAHLSTROM, 2012) com os valores obtidos para a análise desta pesquisa.

Tabela 3 - Comparação do número de Reynolds típico com o valor obtido para a pesquisa.

	Modelo em escala reduzida	Modelo em escala real
Número de Reynolds Típico	400.000	5.000.000
Número de Reynolds Adotado	176.150	5.700.000

Fonte: (FAHLSTROM, 2012) para os valores típicos e Smetana (1972) para a aeronave em escala real.

Comparando-se os valores típicos encontrados na literatura com os valores obtidos para a análise desta pesquisa, tanto para o modelo em escala reduzida, quanto para a aeronave em escala real, pode-se concluir eles possuem a mesma grandeza.

4.2. Análise Computacional

Para a realização desta pesquisa, considera-se a avaliação dos parâmetros aerodinâmicos do modelo em escala em dois *softwares* distintos, sendo eles o USAF DATCOM e o Ansys Fluent®.

O USAF DATCOM é um programa computacional que fornece com agilidade os dados de estabilidade de uma aeronave com o fornecimento dos parâmetros aerodinâmicos dela, a partir da utilização de um conjunto de teorias, que podem ser encontradas em Williams e Vukelich w(1979).

Já o Ansys Fluent® é um *software* que simula o escoamento ao redor de corpos e calcula os parâmetros aerodinâmicos resultantes dessa interação a partir do Método de Volumes Finitos, sendo o método mais utilizado atualmente na área de mecânica dos fluidos. O desenvolvimento desse método pode ser encontrado em Eymard et al. (2000).

O principal intuito desta comparação é analisar a aproximação dos resultados de ambos os programas, levando em consideração suas vantagens e limitações.

A principal vantagem do programa USAF DATCOM é a sua praticidade na utilização e rapidez na obtenção das características aerodinâmicas e dinâmicas de uma aeronave, necessitando apenas que sejam fornecidos ao programa as dimensões principais do modelo e sua condição de voo. Além disso, o DATCOM caracteriza-se por ser um *software* de baixo custo computacional.

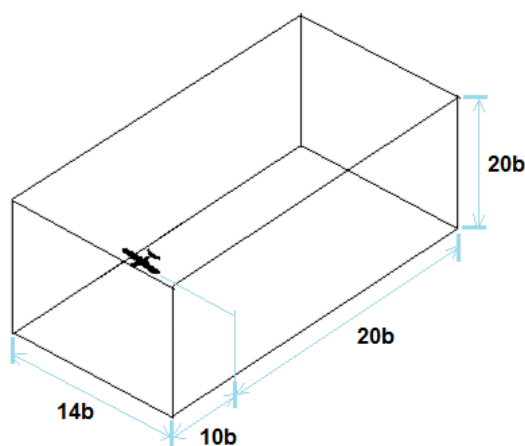
Por outro lado, o Ansys Fluent® é um programa com maior robustez, que permite a análise computacional de um modelo para diferentes modelagens de turbulência, além de ser possível utilizar-se modelos com maior detalhamento, a partir da importação em sua formatação CAD. Por outro lado, ao comparar-se com o DATCOM, o Fluent possui maior complexidade no manuseio e consome mais tempo computacional para fazer análises, sendo um *software* de maior custo computacional.

Para o Ansys Fluent®, a simulação do fluxo tridimensional em torno do modelo foi realizada utilizando as Equações RANS (Equações de Navier-Stokes com Média de Reynolds). O modelo de turbulência adotado foi o $k - \omega SST$, proposto por Menter (1994), com os coeficientes padrões. O ar foi considerado incompressível.

As superfícies da geometria foram consideradas como paredes, com condição de não-eskorregamento. Para o domínio computacional, as laterais direita e esquerda, bem como os planos superior e inferior foram consideradas como condição de simetria. A região denominada *inlet* (entrada do fluxo de ar) foi considerada com velocidade constante. A intensidade turbulenta foi configurada em 1% e a razão de velocidade turbulenta foi fixada em 10%.

A malha utilizada foi criada a partir do Ansys Fluent® e as dimensões do domínio numérico foram determinadas proporcionalmente à envergadura da asa (b), seguindo a proporção: a entrada foi posicionada a uma distância de $10b$ do modelo, a saída ficou localizada a $20b$ do modelo, as superfícies laterais ficaram posicionadas a $7,5b$ do modelo e as superfícies superior e inferior foram posicionadas a $10b$ do modelo. A Figura 10 representa o posicionamento do domínio computacional.

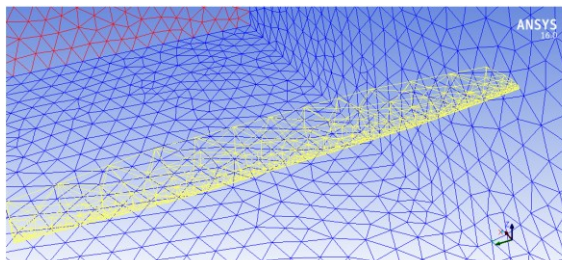
Figura 10 - Domínio Computacional utilizado para a simulação no Ansys Fluent®.



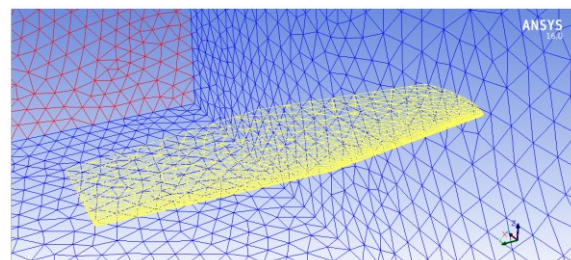
Fonte: A autora.

As malhas computacionais utilizadas no programa Ansys Fluent® para as análises da asa e da empenagem horizontal possuem, respectivamente, 120 mil elementos e 345 mil elementos. Tais malhas são apresentadas na Figura 11.

Figura 11 - Malhas computacionais utilizadas na análise.



(a) Malha computacional da asa.

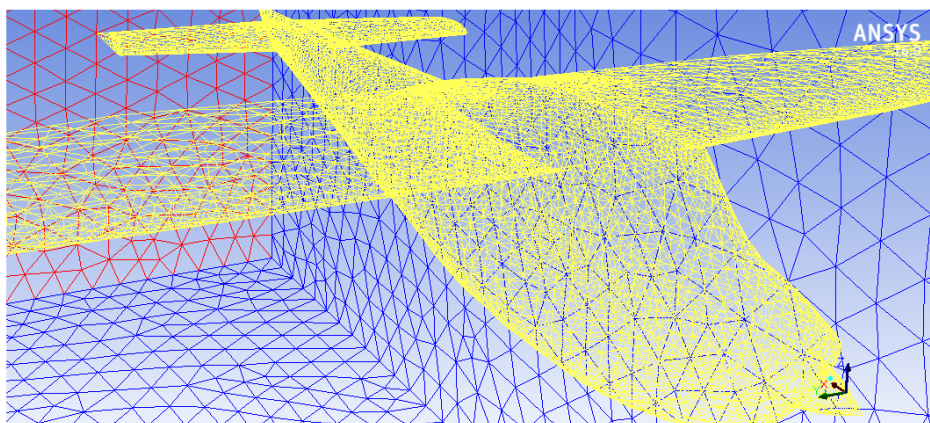


(b) Malha computacional da empenagem horizontal.

Fonte: A autora.

A Figura 12 apresenta a malha computacional construída para a análise do modelo em escala, tal malha possui 725 mil elementos.

Figura 12 - Malha computacional do modelo em escala.



Fonte: A autora.

4.3. Estabilidade Estática Longitudinal

Realiza-se a análise da estabilidade estática longitudinal considerando que, nas Equações (10) e (11), a contribuição da fuselagem no coeficiente de momento é nula, resultando nas simplificações presentes nas Equações (18) e (19).

$$C_{M_{0a}} = C_{M_{0W}} + C_{M_{0t}} \quad (18)$$

$$C_{M_{\alpha a}} = C_{M_{\alpha W}} + C_{M_{\alpha t}} \quad (19)$$

Roskam (2001) apresenta a metodologia de cálculo das contribuições realizadas pela asa e pela empenagem vertical no coeficiente de momento de arfagem da aeronave, resultando nas Equações (20) a (25).

$$C_{M_W} = C_{M_{0W}} + C_{M_{\alpha W}} * \alpha \quad (20)$$

$$C_{M_{0W}} = C_{M_{ac}} + C_{L_{0W}} * \left(\frac{h_{CG} - h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (21)$$

onde $C_{M_{ac}}$ é o coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa, $C_{L_{0W}}$ é o coeficiente de sustentação da asa para um ângulo de ataque nulo, h_{CG} é a distância do CG em relação ao bordo de ataque da asa e h_{ac} é a distância da corda média aerodinâmica em relação ao bordo de ataque da asa.

$$C_{M_{\alpha_W}} = C_{L_{\alpha_W}} * \left(\frac{h_{CG} - h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (22)$$

onde $C_{L_{\alpha_W}}$ é o coeficiente angular da curva do coeficiente de sustentação da asa.

$$C_{M_t} = C_{M_{0_t}} + C_{M_{\alpha_t}} * \alpha \quad (23)$$

$$C_{M_{0_t}} = \bar{V}_{HT} * \eta_{HT} * C_{L_{\alpha_t}} * (i_w - i_t + \varepsilon_0) \quad (24)$$

onde $\bar{V}_{HT}$ é o volume de cauda horizontal, η_{HT} é a eficiência de cauda, $C_{L_{\alpha_t}}$ é o coeficiente angular da curva do coeficiente de sustentação da empenagem vertical, i_w e i_t são os ângulos de incidência da asa e da empenagem horizontal, respectivamente, e ε_0 é o coeficiente linear da equação do *downwash* (Equação (26)).

$$C_{M_{\alpha_t}} = -\bar{V}_{HT} * \eta_{HT} * C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (25)$$

onde $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ é o coeficiente angular da equação do *downwash*.

A Equação (26) apresenta a formulação para o *downwash* e a descrição de seus componentes é apresentada nas Equações (27) e (28) (RODRIGUES, 2013).

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * \alpha_W \quad (26)$$

$$\varepsilon_0 = \frac{57,3 * 2 * C_{L_W}}{\pi * AR_W} \quad (27)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57,3 * 2 * C_{L_0}}{\pi * AR_W} \quad (28)$$

$$\bar{V}_{HT} = \frac{S_{HT} * l_{HT}}{S_W * \bar{c}_W} \quad (29)$$

onde S_{HT} é a área de referência da empenagem horizontal, S_W é a área de referência da asa, l_{HT} é a distância do CG da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal e $\bar{c}_W$ é a corda média aerodinâmica da asa.

$$\eta_{HT} = \frac{\rho_{HT} * \bar{V}_{HT}^2}{\rho_{\infty} * V_{\infty}^2} \quad (30)$$

onde ρ_{HT} é a densidade relativa do ar para a empenagem horizontal.

O desenvolvimento para se encontrar a formulação do ponto neutro pode ser encontrado em Etkin (1959), sendo a Equação (31) resultante deste desenvolvimento.

$$\bar{h}_N = \bar{h}_{ac_W} + \eta_{HT} * \bar{V}_{HT} * \frac{C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha_W}}} * (1 - \varepsilon_{\alpha}) \quad (31)$$

$$\varepsilon_\alpha = \frac{C_{L\alpha}}{\pi * e * AR} \quad (32)$$

onde h_{acw} é a distância do centro aerodinâmico da asa ao seu bordo de ataque.

Outro parâmetro importante a ser analisado é a chamada Margem de Estabilidade Estática, definida como a distância entre o ponto neutro e a posição do centro de gravidade, como apresentado na Equação (33).

$$ME = \bar{h}_N - \bar{h}_{CG} \quad (33)$$

Uma vez que a Equação (8) é satisfeita, temos que a Margem Estática será positiva, o que significa que o centro de gravidade deve estar mais próximo do nariz da aeronave do que o ponto neutro para haver estabilidade estática.

4.4. Frequências Naturais

A partir das equações dinâmicas que regem o sistema analisado é possível determinar as funções de transferência do modelo, obtendo-se ainda os modos do aeromodelo para a análise longitudinal, suas frequências naturais e amortecimentos.

Estes parâmetros são essenciais para a análise da estabilidade de um modelo, além de viabilizarem o estudo do comportamento natural de uma aeronave em malha aberta quando perturbada por um agente externo ou quando realizada uma entrada de comando.

CAPÍTULO V

RESULTADOS EXPERIMENTAIS

5.1. Análise Computacional

A partir da simulação computacional do modelo em escala no software Ansys Fluent®, e levando em consideração as configurações mencionadas na Seção 4.2.4, obteve-se os coeficientes de sustentação, arrasto e do momento no centro aerodinâmico para a asa em duas condições distintas, sendo a primeira com o ângulo de ataque nulo e a segunda com o ângulo de ataque igual a 10°. Os resultados obtidos estão apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 - Resultados obtidos no Ansys Fluent® para a Asa.

	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
C_L	0,1437	0,9070
C_D	0,0287	0,0872
C_{Mac}	-0,0070	-

Fonte: A autora.

Considerando os resultados encontrados, calculou-se os coeficientes das Equações (4) e (5), como apresentado no Apêndice A.

A partir da análise da asa em escala 1:8,3 nos programas computacionais, obteve-se os valores para os coeficientes apresentados na Tabela 5.

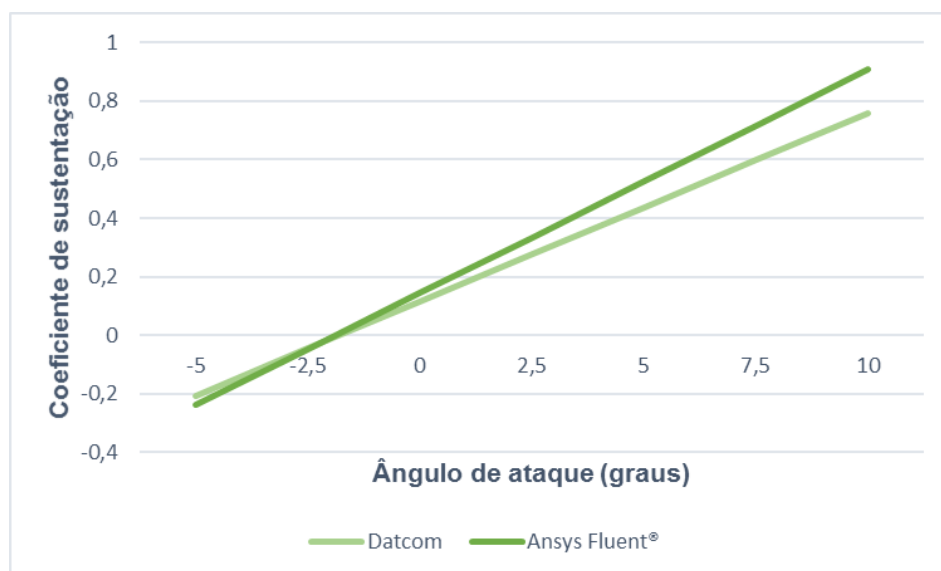
Tabela 5 - Parâmetros aerodinâmicos resultantes da simulação para a Asa.

	Ansys Fluent®	Datcom	Variação
C_{L0}	0,1437	0,1150	20%
$C_{L\alpha}$ [deg ⁻¹]	0,0763	0,0645	15%
C_{D0}	0,0272	0,0116	57%

Fonte: A autora.

Pode observar-se que os resultados obtidos no Datcom são de 20% a 57% menores que os obtidos através da simulação do Ansys Fluent®, o que pode ser justificado pelas simplificações consideradas em seus cálculos. A Figura 13 apresenta o gráfico do coeficiente de sustentação versus o ângulo de ataque da asa para os dois *softwares*.

Figura 13 - Coeficiente de Sustentação vs ângulo de ataque da asa.



Fonte: A autora.

Os resultados obtidos para a empenagem horizontal em duas condições distintas, sendo a primeira com o ângulo de ataque nulo e a segunda com o ângulo de ataque igual a 5° encontram-se na Tabela 6.

Tabela 6 - Resultados do Ansys Fluent® para a Empenagem Horizontal.

	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$
C_L	0,0020	0,3010
C_D	0,0195	0,0306

Fonte: A autora.

Considerando os resultados encontrados, calculou-se os coeficientes das Equações (4) e (5), como apresentado no Apêndice B.

A partir da análise da empenagem nos programas computacionais, obteve-se os valores para os coeficientes apresentados na Tabela 7.

Tabela 7 - Parâmetros aerodinâmicos da Empenagem Horizontal.

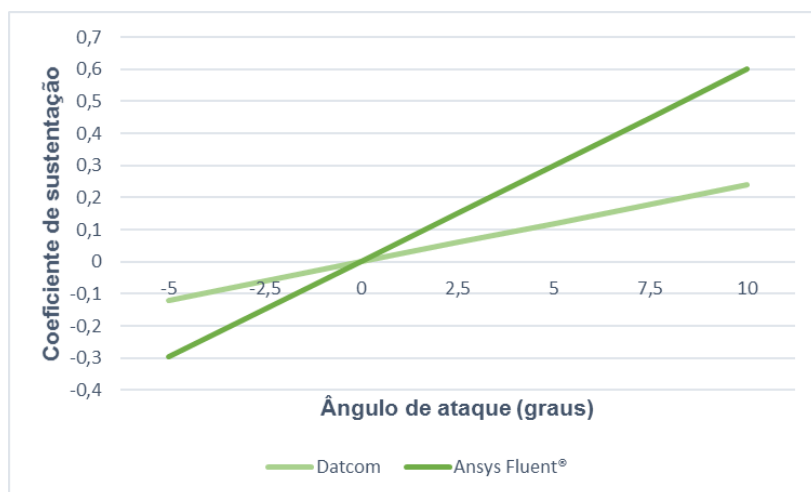
	Ansys Fluent®	Datcom	Varição
C_{L0}	0,0020	0	1%
$C_{L\alpha}$ [deg ⁻¹]	0,0598	0,0240	60%
C_{D0}	0,0195	0,0030	85%

Fonte: A autora.

Como esperado, por tratar-se de um perfil simétrico, encontrou-se, utilizando o Datcom, um coeficiente linear nulo para o coeficiente de sustentação. Já para o Ansys Fluent®, encontrou-se um valor não nulo, mas próximo de zero, o que pode ser justificado por alguma imperfeição na geometria após a importação para o programa de simulação, ou até mesmo devido ao refinamento da malha.

A Figura 14 apresenta o gráfico do coeficiente de sustentação versus o ângulo de ataque da empenagem horizontal para os dois *softwares*.

Figura 14 - Coeficiente de Sustentação vs ângulo de ataque da empenagem horizontal.



Fonte: A autora.

A Tabela 8 compara os parâmetros do aeromodelo utilizando os dois softwares com a aeronave em escala real.

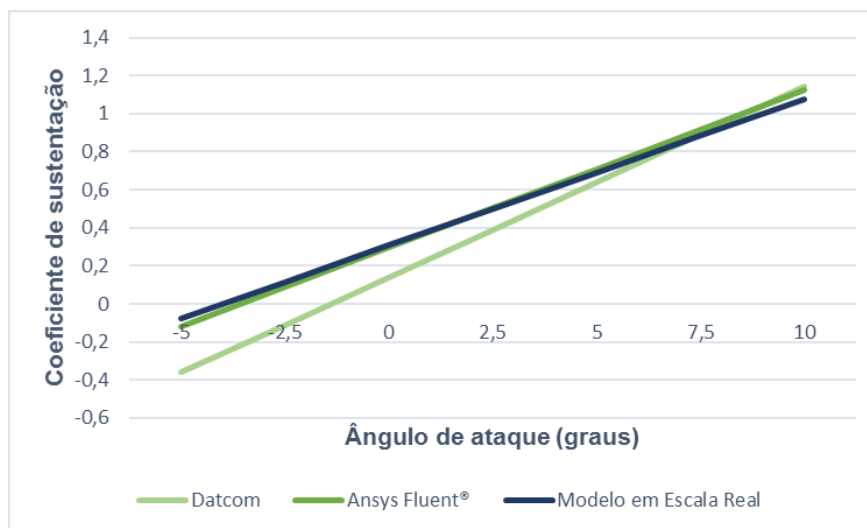
Tabela 8 - Resultados numéricos do aeromodelo comparados com o valor aproximado para a aeronave em escala real.

	Aeronave em Escala Real	Ansys Fluent®	Datcom	Variação Fluent	Variação Datcom
C_{L0}	0,3070	0,2965	0,1410	3%	54%
$C_{L\alpha}$ [deg ⁻¹]	0,0769	0,0828	0,1005	8%	31%
C_{D0}	0,0270	0,0316	0,0382	17%	41%

Fonte: Roskam (2001) para a aeronave em escala real e a autora para outros.

A Figura 15 apresenta a comparação entre os resultados obtidos para o coeficiente de sustentação utilizando os diferentes softwares e a aeronave em escala real.

Figura 15 - Coeficiente de Sustentação vs ângulo de ataque da aeronave.



Fonte: A autora.

Comparando os resultados obtidos para os dois *softwares* computacionais, nota-se que os resultados da aeronave em escala real se aproximaram mais daqueles obtidos utilizando o Ansys Fluent® do que para o

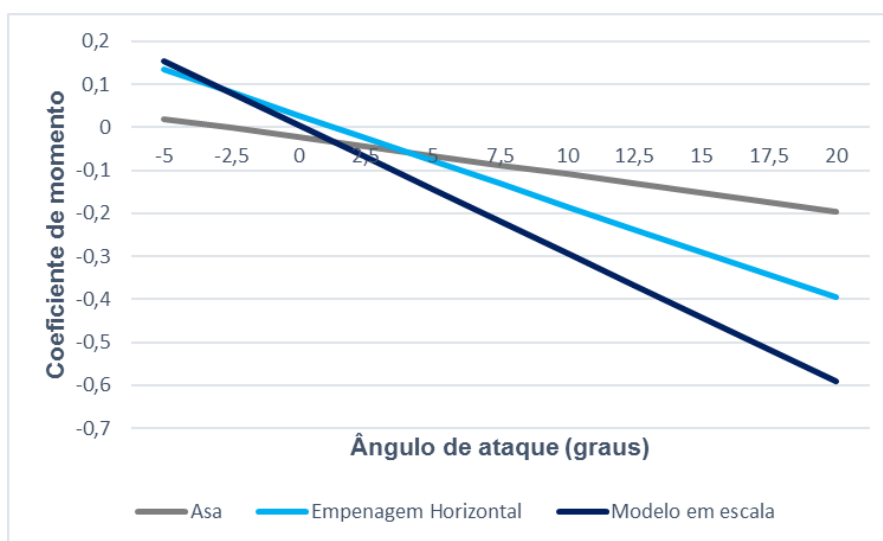
DATCOM, o que pode ser justificado pelo maior detalhamento do modelo e aproximação maior das condições de turbulência reais.

5.2. Estabilidade Estática Longitudinal

5.2.1. Coeficiente de Momento da Aeronave

Considerando as Equações (18) a (30), calculou-se a contribuição da asa e da empenagem horizontal no coeficiente, bem como o coeficiente de momento total da aeronave. O desenvolvimento matemático encontra-se no Apêndice C. O gráfico resultante da análise realizada é apresentado na Figura 16.

Figura 16 - Estabilidade longitudinal estática da aeronave.



Fonte: A autora.

A partir dos cálculos desenvolvidos no Apêndice C e da Figura 16, conclui-se que o modelo em escala da aeronave Cessna 182 é estaticamente estável longitudinalmente.

A asa contribui negativamente para a estabilidade, pois o coeficiente angular da curva atende ao requisito ($C_{M_{\alpha_W}} < 0$), mas o coeficiente linear da curva não atende ao requisito, pois é negativo. Já a empenagem contribui positivamente para a estabilidade da aeronave, pois atende todos os requisitos de estabilidade estática.

5.2.2. Trimagem

A partir da Equação (13) e analisando o gráfico da Figura 16, encontra-se um ângulo de trimagem da aeronave, nas condições pré-determinadas na análise, igual a $0,45^\circ$ para a análise no Ansys Fluent®. Para a simulação no Datcom, a trimagem encontrada foi de 3° , enquanto, para a aeronave em escala real, o ângulo de trimagem é nulo, como apresentado em Roskam (2001).

5.2.3. Ponto neutro e Margem Estática

Após o desenvolvimento da equação do coeficiente de momento para a aeronave, torna-se possível o cálculo do ponto neutro para a condição estabelecida. A partir da aplicação da Equação (31), tem-se que o ponto neutro está localizado a aproximadamente 54% da corda média aerodinâmica.

Sabendo-se a posição do ponto neutro e do centro de gravidade em relação à corda média aerodinâmica, e utilizando a Equação (33), encontra-se que a margem estática da aeronave é igual a 39,13%.

5.2.4. Derivadas de Estabilidade Longitudinal

As derivadas de estabilidade longitudinal para a aeronave em escala real, o resultado no Ansys Fluent® e no DATCOM encontram-se na Tabela 9 e os respectivos cálculos são apresentados no Apêndice D.

Tabela 9 - Derivadas de Estabilidade Longitudinal.

	Aeronave Em Escala Real	Ansys Fluent®	Datcom	Variação Fluent	Variação Datcom
$C_{L\dot{\alpha}}$ [deg ⁻¹]	0,0297	0,0295	0,0515	0,7%	73%
$C_{m\dot{\alpha}}$ [deg ⁻¹]	-0,1269	-0,0932	-0,1510	27%	19%
C_{Lq} [deg ⁻¹]	0,0681	0,0720	0,1589	5,7%	133%
C_{mq} [deg ⁻¹]	-0,2164	-0,2499	-0,2958	15%	37%

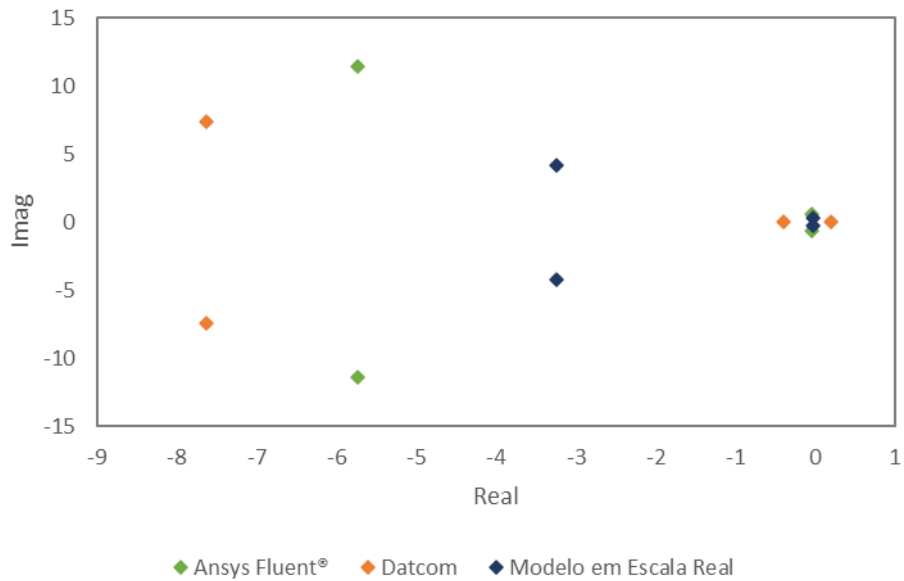
Fonte: A autora.

Pode-se notar, a partir da análise da Tabela 9 que a diferença entre a análise computacional no Ansys Fluent e a aeronave em escala real varia entre 0,7% e 27%, enquanto que quando comparada a aeronave em escala real ao Datcom, nota-se um delta variando entre 19% e 133%.

5.2.5. Frequências Naturais do modelo

Aplicando-se ao *software* MATLAB os resultados obtidos computacionalmente no Ansys Fluent®, obteve-se, como apresentado na Figura 17, o gráfico do Root Locus para a análise longitudinal comparando-se os resultados entre o Ansys Fluent®, o Datcom e a aeronave em escala real.

Figura 17 - Root Locus para a Análise Longitudinal.



Fonte: A autora.

Nota-se que, para as raízes com a parte real menor, existe uma variação significativa entre os resultados obtidos utilizando os dois softwares em relação ao valor para a aeronave em escala real. Tal variação ocorre principalmente devido a diferença nas propriedades de massa e de inércia do modelo em escala reduzida, quando comparadas ao modelo em escala real.

Além disso, é possível perceber que, para a análise no Fluent e para a Aeronave Real, o problema possui quatro raízes complexas. Já para o Datcom, existem duas raízes reais e duas raízes complexas. Segundo Roskam (2001), a raiz oscilatória existente nesse problema é chamada de terceiro modo oscilatório, essa raiz real instável pode fazer a aeronave divergir sem ação do piloto.

Além disso, a Tabela 10 apresenta os resultados de frequência e amortecimento para as análises de short period (sh) e phugoid (ph).

Tabela 10 - Phugoid e Short Period para o ângulo de trimagem da aeronave.

	Aeronave Em Escala Real	Ansys Fluent®	Datcom
$\omega_{n_{ph}}$ [deg/s]	0,2894	0,5905	0,4067
ξ_{ph}	0,1081	0,0786	1,0000
$\omega_{n_{sh}}$ [deg/s]	5,3110	12,7541	10,6252
ξ_{sh}	0,6096	0,4502	0,7181

Fonte: A autora.

Comparando-se os valores obtidos entre os *softwares* Ansys Fluent® e Datcom, nota-se uma aproximação entre os resultados na condição de *Phugoid*, mas uma diferença maior quando comparados os valores na condição de *Short Period*, principalmente tratando-se da frequência natural.

CAPÍTULO VII

CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

Neste trabalho, a determinação do coeficiente de momento de arfagem da aeronave no Ansys Fluent® foi realizada a partir da simplificação de cálculo utilizando somente a influência da asa e a empenagem horizontal. Já para o Datcom, considerou-se ainda a influência da fuselagem.

Quando comparados os resultados do coeficiente de sustentação e de arrasto para a asa, obtidos no Ansys Fluent® e no Datcom, notou-se uma variação entre 15% e 57%. Para a empenagem horizontal, foi encontrada uma faixa de variação maior, ficando entre 1% e 85%. Essa variação encontrada pode ser justificada por diferenças na estrutura e no nível de turbulência do escoamento que encontra a empenagem horizontal, bem como por discrepâncias entre a geometria formada pelo Datcom e a criada em CAD para a análise no Ansys Fluent®.

Ainda para a análise da empenagem horizontal, por se tratar de uma asa composta por um perfil simétrico (NACA-0012), era esperado que o coeficiente C_{L_0} fosse nulo, o que foi comprovado no Datcom, mas para o Ansys Fluent®, obteve-se $C_{L_0} = 0,0020$, apesar de ser bem próximo de zero, esse resultado pode ser justificado por alguma imperfeição no momento da importação da geometria no programa, ou até mesmo devido ao refinamento da malha utilizada.

Considerando a análise dos coeficientes de sustentação e arrasto, considerando a aeronave como um todo, os resultados do Ansys Fluent®, quando comparados com os apresentados em Roskam (2001) para a aeronave em escala real, mostraram uma variação entre 3% e 17%. Para o Datcom, a variação obtida foi de 31% a 54%

Pode-se citar ainda que as diferenças obtidas para o coeficiente de arrasto em todas as análises feitas com o programa USAF Datcom, possuem influência da não utilização modelos de viscosidade na formulação adotada pelo *software*.

As análises apresentadas e discutidas neste trabalho demonstraram que a aeronave em escala 1:8,3 do modelo Cessna 182 é estável estaticamente, quando estudada no software Ansys Fluent®. Esse mesmo resultado foi obtido a partir dos cálculos feitos para o modelo em escala real, presentes em Roskam (2001).

O ângulo de trimagem encontrado foi de $0,45^\circ$ para o Ansys Fluent® e 3° para o Datcom, que, comparados com o resultado de 0° do modelo em escala real (ROSKAM, 2001), mostram que o Fluent se aproximou mais da condição de trimagem.

O resultado para as derivadas de estabilidade longitudinal, quando comparado com os valores obtidos para o modelo em escala real (ROSKAM, 2001), mostraram uma aproximação maior para o Ansys Fluent® (variação entre 0,7% e 27%) do que para o Datcom. (variação entre 19% e 133%).

Quando estudado o Root Locus para a análise longitudinal, notou-se que as frequências naturais e os amortecimentos na condição de phugoid obtidos no tanto no Ansys Fluent®, quanto no Datcom se aproximaram do modelo em escala real. Já para a condição de short period os valores se distanciaram mais do modelo em escala real, para os dois *softwares*. Essa diferença pode ser justificada, principalmente, pela discrepância entre as propriedades de inércia do modelo em escala real e do modelo em escala reduzida.

Além disso, analisando o resultado encontrado a partir do Datcom, obteve-se um terceiro modo oscilatório no Root Locus, uma raiz real instável para a aeronave, que pode fazer com que ela entre em uma condição de divergência. Para a análise no Ansys Fluent® foram obtidas quatro raízes complexas, mesma condição obtida para o modelo em escala real a partir dos dados de Roskam (2001).

Pode-se concluir primeiramente que, para a predição das condições aerodinâmicas do modelo, os melhores resultados foram obtidos utilizando o programa computacional Ansys Fluent®

Em segundo lugar, notou-se também que, a partir dos resultados obtidos com o software Ansys Fluent® e das formulações obtidas de Roskam (2001), os resultados encontrados para as derivadas de estabilidade na análise longitudinal ficaram próximas das calculadas para a aeronave em escala real.

Desta forma, levando em consideração todos os resultados obtidos neste trabalho, pode-se concluir que a predição do comportamento de uma aeronave em escala real utilizando um modelo dela em escala é promissora, mesmo havendo ainda um longo caminho para se percorrer e muitas melhorias a serem feitas na metodologia utilizada.

Para próximos trabalhos, é possível ainda explorar a utilização de simulações experimentais em modelos em escala reduzida para realizar uma validação e comparação com os resultados obtidos computacionalmente. Além disso, pode-se investigar o comportamento do coeficiente de momento da aeronave utilizando, para isso, a geometria completa.

Como trabalhos futuros, pode-se ainda realizar a análise latero-direcional do modelo em escala reduzida utilizando os *softwares* e comparar os resultados obtidos com os valores do modelo em escala real. Além disso, os parâmetros propulsivos do problema podem ser investigados em próximos trabalhos. Por fim, é possível ainda investigar e explorar diferentes técnicas de controle a partir do desenvolvimento realizado nesta pesquisa.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AERO MAGAZINE: **Especial Drones**. São Paulo: Inner Editora Ltda., jan. 2015. Mensal. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/revista/248>. Acesso em: 19 mar. 2020.

ALVES JUNIOR, L. R. **Análise de produtos cartográficos obtidos com câmera digital não métrica acoplada a um veículo aéreo não tripulado em áreas urbanas e rurais no estado de Goiás**. 2015. 113 f. Dissertação (Mestrado em Geografia) - Universidade Federal de Goiás, Goiânia, 2015.

ARFAOUI, A. **Unmanned Aerial Vehicle: Review of Onboard Sensors, Application Fields, Open Problems and Research Issues**. Canada: International Journal of Image Processing (IJIP), 2017.

AVIATION, Textron. **Cessna Skylane**. 2019. Disponível em: https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skylane#_model-top. Acesso em: 12 nov. 2019.

WILLIAMS, J. E. e VUKELICH, S. R. **The USAF Stability and Control Digital Datcom**. St. Louis: McDonnell Douglas Aeronautics Division, April, 1979. (AFFDL-TR-79-3032).

BRANDON, J. M. e MORELLI, E. A. **Nonlinear Aerodynamic Modeling From Flight Data Using Advanced Piloted Maneuvers and Fuzzy Logic**. Hampton: National Aeronautics and Space Administration, 2012.

CAUGHEY, D. A. **Introduction to Aircraft Stability and Control**. Ithaca: Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering, 2011.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY. **Pilot's Operating Handbook**. Cessna Aircraft Company. Wichita, p. 73. 1978.

DE GARMO, M. T. **Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace**. Center for Advanced Aviation System Development – Mitre, McLean, Virginia. 2004. Disponível em: <https://www.mitre.org/sites/default/files/pdf/04_1232.pdf>. Acesso em: 02 abr. 2020.

DEPARTAMENTO DO CONTROLE DO ESPAÇO AÉREO. **AIC N 24 / 18**: Aeronaves Remotamente Pilotadas Para Uso Exclusivo em Operações dos Órgãos de Segurança Pública, da Defesa Civil e de Fiscalização da Receita Federal. Rio de Janeiro, 2018.

EMBRAER. **Embraer Technical Dictionary = Dicionário Técnico Embraer**. São José dos Campos, SP, 06 aug. 2001. 1 CD-ROM. (Version 1.0).

ETKIN, B. **Dynamics of flight, Stability and Control**. United States of America: John Wiley & Sons Ltd., 1959.

EYMARD, R. GALLOUËT, T. HERBIN, R. **Finite Volume Methods**. J. L. Lions; Philippe Ciarlet. Solution of Equation in ffn (Part 3), Techniques of Scientific Computing (Part 3), 7, Elsevier, pp.713-1020, 2000, Handbook of Numerical Analysis.

FAHLSTROM, P. G. **Introduction to UAV systems**. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2012.

FOSTER, T. M. **Dynamic Stability and Handling Qualities of Small Unmanned-Aerial-Vehicles UNMANNED-AERIALVEHICLES**, 2004.

HORUS. **7 formas como os VANTs tornam a agricultura mais sustentável**. 2017. Disponível em: <https://horsaeronaves.com/7-formas-como-os-vants-tornam-a-agricultura-mais-sustentavel/>. Acesso em: 02 abr. 2020.

JORDAN, T. L., BAILEY, R. M., BELCASTRO, C. M. **AirSTAR: A UAV Platform for Flight Dynamics and Control System Testing**. Hampton: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

LEVERSEDGE, T F J. **RYAN KDA-4 FIREBEE DRONE**. Ottawa: Canada Aviation and Space Museum Aircraft, 2014.

LINEBERRY, D. **AirSTAR: For the Sake of Pilots and Passengers**. 2017. Disponível em: <https://www.nasa.gov/larc/airstar-for-the-sake-of-pilots-and-passengers>. Acesso em: 5 mar. 2020.

LONGHITANO, G. A. **Vants para sensoriamento remoto: aplicabilidade na avaliação e monitoramento de impactos ambientais causados por acidentes com cargas perigosas**. 2010. 148 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Transportes – Geoprocessamento) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. São Paulo, 2010.

MARQUES, F. M. M. e SANCHES, L. **Modelagem, Simulação e Controle de uma Aeronave Multirrotora**. Uberlândia: Horizonte Científico, v.11, n.1, 2017.

MENTER, F. R., **Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows**, AIAA, 1993, Paper 93-2906.

NELSON, R. C. **Flight Stability and Automatic Control**. United States of America: McGraw-Hill, 1989.

PARIZOTTO, G. M. **Desenvolvimento de uma Ferramenta de Simulação da Dinâmica de Aeronaves do Tipo VANT**. 2019. 29 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre.

PAULA, V. M. G. **BQM-1BR: o vant à jato brasileiro**. Juiz de Fora: Centro de Pesquisas Estratégicas Paulino Soares de Sousa, [20-].

PECHARROMÁN, J. M. P. **Estudo Sobre a Indústria Brasileira e Europeia de Veículos Aéreos Não Tripulados**. S. L: Diálogo Setorial União Europeia - Brasil, 2016.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach** (Third Edition). AIAA Education Series, Reston, Virginia. 1999.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. São Paulo: Cengage Learning, 2013.

ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls**. Lawrence, KS: DAR Corporation, 2001.

ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls**. Lawrence, Kansas: Dar Corporation, 2001.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Design, A Systems Engineering Approach**. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2013.

SMETANA, F. O., Summey, D. C., Johnson, W. D. **Riding and Handling Qualities of Light Aircraft: A Review and Analysis**. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1972.

STEVENS, B. L., e Lewis, F. L. **Aircraft Control and Simulation**. New York: Wiley-Interscience.

TORENBEEK, E. **Synthesis of subsonic airplane design**. Rotterdam: Nijgh-Wolters-Noordhoff, 1976.

WIKILIVROS. **Mecânica dos fluidos/Protótipos e similitude**. 2011. Disponível em:

https://pt.wikibooks.org/wiki/Mec%C3%A2nica_dos_fluidos/Prot%C3%B3tipos_e_similitude. Acesso em: 02 abr. 2020.

APÊNDICE A

Formulação dos Coeficientes Aerodinâmicos da Asa

1. Coeficiente de sustentação

Para $\alpha = 0^\circ \rightarrow C_L = 0,1437$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha$$

$$0,1437 = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * 0$$

$$C_{L_0} = 0,1437$$

Para $\alpha = 10^\circ \rightarrow C_L = 0,9070$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha$$

$$0,9070 = 0,1437 + C_{L_\alpha} * 10$$

$$C_{L_\alpha} = \frac{0,9070 - 0,1437}{10}$$

$$C_{L_\alpha} = 0,0763 \text{ [deg}^{-1}\text{]}$$

$$\therefore C_L = 0,1437 + 0,0763 * \alpha$$

2. Coeficiente de arrasto

Para $\alpha = 0^\circ \rightarrow C_D = 0,0287$

$$C_D = C_{D_0} + k * C_L^2$$

$$0,0287 = C_{D_0} + k * (0,1437)^2$$

$$k = \frac{0,0287}{(0,1437)^2} - \frac{C_{D_0}}{(0,1437)^2}$$

Para $\alpha = 10^\circ \rightarrow C_D = 0,0872$

$$C_D = C_{D_0} + k * C_L^2$$

$$0,0872 = C_{D_0} + k * (0,9070)^2$$

$$C_{D_0} = 0,0872 - k * (0,9070)^2$$

$$C_{D_0} = 0,0872 - \left(\frac{0,0287}{(0,1437)^2} - \frac{C_{D_0}}{(0,1437)^2} \right) * (0,9070)^2$$

$$C_{D_0} = 0,0272$$

$$k = 0,0729$$

$$\therefore C_D = 0,0272 + k * C_L^2$$

3. Coeficiente de momento

$$C_{M_{acW}} = -0,0070$$

APÊNDICE B

Formulação dos Coeficientes Aerodinâmicos da Empenagem Horizontal

1. Coeficiente de sustentação

Para $\alpha = 0^\circ \rightarrow C_L = 0,0020$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha$$

$$0,0020 = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * 0$$

$$C_{L_0} = 0,0020$$

Para $\alpha = 5^\circ \rightarrow C_L = 0,3010$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha$$

$$0,3010 = 0,0020 + C_{L_\alpha} * 5$$

$$C_{L_\alpha} = \frac{0,3010 - 0,0020}{5}$$

$$C_{L_\alpha} = 0,0598 [\text{deg}^{-1}]$$

$$\therefore C_L = 0,0020 + 0,0598 * \alpha$$

2. Coeficiente de arrasto

Para $\alpha = 0^\circ \rightarrow C_D = 0,0195$

$$C_D = C_{D_0} + k * C_L^2$$

$$0,0195 = C_{D_0} + k * (0,0020)^2$$

$$k = \frac{0,0195}{(0,0020)^2} - \frac{C_{D_0}}{(0,0020)^2}$$

Para $\alpha = 5^\circ \rightarrow C_D = 0,0306$

$$C_D = C_{D_0} + k * C_L^2$$

$$0,0306 = C_{D_0} + k * (0,3010)^2$$

$$C_{D_0} = 0,0306 - k * (0,3010)^2$$

$$C_{D_0} = 0,0306 - \left(\frac{0,0195}{(0,0020)^2} - \frac{C_{D_0}}{(0,0020)^2} \right) * (0,3010)^2$$

$$C_{D_0} = 0,0195$$

$$k = 0,1225$$

$$\therefore C_D = 0,0195 + k * C_L^2$$

APÊNDICE C

Formulação dos Coeficientes de Momento

1. Contribuição da asa

Considerações: $S_{ref} = 0,249 \text{ m}^2$, $h_{CG} = 0,025 \text{ m}$, $h_{ac} = 0,0445 \text{ m}$, $b = 1,3 \text{ m}$, $c_t = 0,135 \text{ m}$ e $c_r = 0,205 \text{ m}$.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{(1,3)^2}{0,249} = 6,7871$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{0,135}{0,205} = 0,6585$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} * c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) = \frac{2}{3} * 0,205 \left(\frac{1 + 0,6585 + (0,6585)^2}{1 + 0,6585} \right) = 0,1724 \text{ m}$$

$$C_{M_{0W}} = C_{M_{ac}} + C_{L_{0W}} * \left(\frac{h_{CG} - h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

$$C_{M_{0W}} = -0,0070 + 0,1437 * \left(\frac{0,025 - 0,0445}{0,1724} \right)$$

$$C_{M_{0W}} = -0,0233$$

$$C_{M_{\alpha W}} = C_{L_{\alpha W}} * \left(\frac{h_{CG} - h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

$$C_{M_{\alpha W}} = 0,0763 * \left(\frac{0,025 - 0,0445}{0,1724} \right)$$

$$C_{M_{\alpha W}} = -0,0086 [\text{deg}^{-1}]$$

2. Contribuição da empenagem horizontal

Considerações: $S_{HT} = 0,05$, $l_{HT} = 0,5440$, $\eta_{HT} = 0,95$, $i_w = 0$ e $i_t = 0$

$$\bar{V}_{HT} = \frac{S_{HT} * l_{HT}}{S_W * \bar{c}_W}$$

$$\bar{V}_{HT} = \frac{0,05 * 0,5440}{0,249 * 0,1724}$$

$$\bar{V}_{HT} = 0,6336$$

$$\varepsilon_0 = \frac{57,3 * 2 * C_{L_{0W}}}{\pi * AR_W}$$

$$\varepsilon_0 = \frac{57,3 * 2 * 0,1437}{\pi * 6,7871}$$

$$\varepsilon_0 = 0,7727$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57,3 * 2 * C_{L_{\alpha W}}}{\pi * AR_W}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57,3 * 2 * 0,0763}{\pi * 6,7871}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,4103$$

$$C_{M_{0t}} = \bar{V}_{HT} * \eta_{HT} * C_{L_{\alpha t}} * (i_w - i_t + \varepsilon_0)$$

$$C_{M_{0t}} = 0,6336 * 0,95 * 0,0598 * 0,7727$$

$$C_{M_{0t}} = 0,0289$$

$$C_{M_{\alpha t}} = -\bar{V}_{HT} * \eta_{HT} * C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

$$C_{M_{\alpha t}} = -0,6336 * 0,95 * 0,0598 * (1 - 0,4103)$$

$$C_{M_{\alpha t}} = -0,0220 [\text{deg}^{-1}]$$

3. Coeficiente de momento da aeronave

$$C_{M_{0\alpha}} = C_{M_{0W}} + C_{M_{0t}} = -0,0233 + 0,0278$$

$$C_{M_{0\alpha}} = 0,0045$$

$$C_{M_{\alpha\alpha}} = C_{M_{\alpha W}} + C_{M_{\alpha t}} = -0,0086 - 0,0212$$

$$C_{M_{\alpha\alpha}} = -0,0298 \text{ [deg}^{-1}\text{]}$$

$$\therefore C_M = 0,0045 - 0,0298 * \alpha$$

4. Ponto neutro

$$\bar{h}_N = \bar{h}_{acW} + \eta_{HT} * \bar{V}_{HT} * \frac{C_{L_{\alpha t}}}{C_{L_{\alpha W}}} * (1 - \varepsilon_\alpha)$$

$$\bar{h}_N = \frac{0,0445}{0,1724} + 0,95 * 0,6336 * \frac{0,0598}{0,0763} * (1 - 0,4103)$$

$$\bar{h}_N = 0,5363$$

5. Margem de estabilidade

$$ME = \bar{h}_N - \bar{h}_{CG} = 0,5363 - 0,1450$$

$$ME = 0,3913$$

APÊNDICE D

Formulação das Derivadas de Estabilidade Longitudinal

As derivadas de estabilidade longitudinal são calculadas a partir das Equações (14) a (17).

$$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 2 * C_{L_{\alpha_t}} * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * \frac{(x_{ach} - x_{CG})}{\bar{c}} * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}}$$

$$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 2 * 0,0598 * 0,4103 * \frac{(0,779 - 0,235)}{0,1724} * 0,95 * \frac{0,05}{0,249}$$

$$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 0,0295 \text{ [deg}^{-1}\text{]}$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 * C_{L_{\alpha_t}} * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * (\bar{x}_{ach} - \bar{x}_{CG})^2 * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}}$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 * 0,0598 * 0,4103 * \left(\frac{0,779}{0,1724} - \frac{0,235}{0,1724} \right)^2 * 0,95 * \frac{0,05}{0,249}$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -0,0932 \text{ [deg}^{-1}\text{]}$$

$$C_{L_q} = 2 * C_{L_{\alpha_t}} * \frac{(x_{ach} - x_{CG})}{\bar{c}} * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}}$$

$$C_{L_q} = 2 * 0,0598 * \frac{(0,779 - 0,235)}{0,1724} * 0,95 * \frac{0,05}{0,249}$$

$$C_{L_q} = 0,0720 \text{ [deg}^{-1}\text{]}$$

$$C_{m_q} = -2,2 * C_{L_{\alpha_t}} * \left(\frac{x_{ach} - x_{CG}}{\bar{c}} \right)^2 * \eta_{HT} * \frac{S_{HT}}{S_{ref}}$$

$$C_{m_q} = -2,2 * 0,0598 * \left(\frac{0,779 - 0,235}{0,1724} \right)^2 * 0,95 * \frac{0,05}{0,249}$$

$$C_{m_q} = -0,2499 \text{ [deg}^{-1}\text{]}$$