

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ

MATHEUS NOGUEIRA BONOTE

FERRAMENTA COMPUTACIONAL PARA SIMULAÇÃO DE VOOS DE
AERONAVES DE ASA FIXA

Curitiba

2025

MATHEUS NOGUEIRA BONOTE

FERRAMENTA COMPUTACIONAL PARA SIMULAÇÃO DE VOOS DE
AERONAVES DE ASA FIXA

Dissertação de Mestrado apresentada como requisito parcial à obtenção do grau de Mestre no Programa de Pós-Graduação em Métodos Numéricos em Engenharia, Área de Concentração em Mecânica Computacional, Setores de Tecnologia e de Ciências Exatas da Universidade Federal do Paraná.

Orientador: Prof. Dr. Roberto Pettres.

CURITIBA

2025

DADOS INTERNACIONAIS DE CATALOGAÇÃO NA PUBLICAÇÃO (CIP)
UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ
SISTEMA DE BIBLIOTECAS – BIBLIOTECA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

Bonote, Matheus Nogueira

Ferramenta computacional para simulação de voos de aeronaves de asa fixa. / Matheus Nogueira Bonote. – Curitiba, 2025.

1 recurso on-line : PDF.

Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal do Paraná, Setor de Ciências Exatas, Programa de Pós-Graduação em Métodos Numéricos em Engenharia.

Orientador: Prof. Dr. Roberto Pettres.

1. Vortex Lattice, Método do (VLM). 2. Simuladores de voo. 3. Aeronaves. 4. Matlab/Simulink-FlightGear (Programas de computador) I. Universidade Federal do Paraná. II. Programa de Pós-Graduação em Métodos Numéricos em Engenharia. III. Pettres, Roberto. IV. Título.

Bibliotecária: Roseny Rivelini Morciani CRB-9/1585

TERMO DE APROVAÇÃO

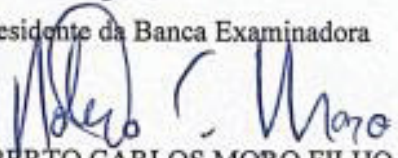
Os membros da Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação MÉTODOS NUMÉRICOS EM ENGENHARIA da Universidade Federal do Paraná foram convocados para realizar a arguição da Dissertação de Mestrado de MATHEUS NOGUEIRA BONOTE, intitulada: FERRAMENTA COMPUTACIONAL PARA SIMULAÇÃO DE VOOS DE AERONAVES DE ASA FIXA, sob orientação do Prof. Dr. ROBERTO PETTRES, que após terem inquirido o aluno e realizada a avaliação do trabalho, são de parecer pela sua APROVAÇÃO no rito de defesa. A outorga do título de mestre está sujeita à homologação pelo colegiado, ao atendimento de todas as indicações e correções solicitadas pela banca e ao pleno atendimento das demandas regimentais do Programa de Pós-Graduação.

Curitiba, 17 de Dezembro de 2025.



ROBERTO PETTRES

Presidente da Banca Examinadora



ROBERTO CARLOS MORO FILHO

Avaliador Interno (UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ)



EDUARDO MATOS GERMER

Avaliador Externo (UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ)

DEDICATÓRIA

Aos meus pais, pelo amor incondicional e pelo apoio que foram a base de toda a minha caminhada. Obrigado por serem meu porto seguro e por sempre enxergarem, mesmo sem que eu dissesse uma palavra, os desafios que eu enfrentava. Esta conquista é nossa.

Aos meus colegas, pelas noites em claro, pelos cafés compartilhados e pela certeza de que não estava sozinho nos momentos mais desafiadores. Vocês tornaram a carga mais leve e a vitória mais doce.

E à atmosfera única do Aerodesign, que forjou em mim, ao longo de cinco anos, muito mais do que um engenheiro. Obrigado por ser o palco onde a paixão pela aviação se transforma em amizade, resiliência, e trabalho em equipe. Levo para sempre o espírito que vivemos juntos.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de expressar minha sincera gratidão a todas as pessoas e instituições que, de alguma forma, contribuíram para a realização deste trabalho.

Agradeço em primeiro lugar ao Programa de Pós-Graduação em Métodos Numéricos em Engenharia da Universidade Federal do Paraná, pela oportunidade e pelo suporte necessário para o desenvolvimento desta pesquisa.

Meus profundos agradecimentos ao Prof. Dr. Roberto Pettres, pela orientação sábia, pela paciência e pela confiança depositada em meu trabalho. Sua visão e críticas construtivas foram fundamentais para a conclusão desta dissertação.

Aos demais professores do programa, pelo conhecimento compartilhado, que serviu de alicerce teórico para este projeto.

Aos colegas de turma, pelo companheirismo, pelas discussões construtivas e pelo auxílio mútuo ao longo desta jornada de mestrado.

Um agradecimento especial à Equipe de Aerodesign da UTFPR, que durante minha graduação foi uma escola prática de engenharia, trabalho em equipe e superação. A experiência vivida com vocês foi uma das motivações primordiais para este trabalho.

Por fim, agradeço aos amigos e familiares pelo apoio moral e pela compreensão nos momentos de maior dedicação ao trabalho. O suporte de vocês foi um pilar essencial.

Que os resultados aqui apresentados possam inspirar novos estudos e contribuir de forma modesta, porém sincera, para o campo da simulação aeronáutica.

*“O avião é uma máquina fascinante, mas não há magia envolvida.
É apenas o resultado da aplicação disciplinada da física.”*

Bernard L. “Ben” Rich.

RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento, a implementação e a validação de um ambiente integrado de simulação de dinâmica de voo para aeronaves de asa fixa. O ambiente foi construído no Matlab/Simulink e combina um modelo dinâmico de seis graus de liberdade com um modelo aerodinâmico de média fidelidade, gerado de forma automatizada pelo método Vortex Lattice (VLM) através do software Athena Vortex Lattice (AVL). A ferramenta automatiza o fluxo completo, desde a definição da geometria pelo usuário até a geração de um banco de dados de coeficientes aerodinâmicos (contendo combinações de ângulo de ataque, derrapagem e deflexões das superfícies de controle) e a simulação dinâmica em tempo real, visualizada de forma imersiva no software FlightGear por meio de comunicação UDP a 30 quadros por segundo. A acessibilidade do sistema é garantida pela automação de etapas que normalmente exigem integração manual entre softwares especializados, reduzindo a necessidade de conhecimento prévio em programação de simulações. A robustez técnica é assegurada pela utilização dos modelos físicos consolidados: equações de movimento de corpo rígido, método VLM para aerodinâmica potencial, transformações de coordenadas entre sistemas aerodinâmico, do corpo, inercial e geodésico (WGS84), e a integração numérica via método de Runge-Kutta de 4ª ordem. O sistema foi validado em dois níveis. Primeiro, o modelo aerodinâmico gerado pelo VLM foi comparado com dados de túnel de vento e CFD para um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), mostrando correlação de coeficiente de sustentação (CL) com desvios médios inferiores a 10% para ângulos de ataque de 0° a 12°, enquanto a limitação conhecida do método para arrasto parasita foi confirmada. Segundo, a resposta dinâmica integrada foi comparada com dados de ensaios em voo da aeronave 26% Cub Crafters CC11-100 Sport Cub S2. Os resultados mostram a reprodução dos modos dinâmicos fundamentais, com coeficientes de correlação de Pearson superiores a 0,85 ao comparar respostas a entradas de degrau de profundor, ailerons e leme, além do fenômeno phugoid. A ferramenta desenvolvida opera em hardware de consumo (computador pessoal e joystick) e fornece, como saída, visualização em tempo real e telemetria completa dos parâmetros de voo. Os resultados obtidos indicam que o ambiente é funcional e adequado para aplicações que priorizam agilidade e acessibilidade, como projeto conceitual, análise preliminar de qualidades de voo e ensino em engenharia aeronáutica.

Palavras-chave: Simulação de Dinâmica de Voo; Método do Vortex Lattice (VLM); Integração Matlab/Simulink-FlightGear; Validação de Modelo Aerodinâmico; Aeronave de Asa Fixa.

ABSTRACT

This work presents the development, implementation, and validation of an integrated flight dynamics simulation environment for fixed-wing aircraft. The environment was built in Matlab/Simulink and combines a six-degree-of-freedom dynamic model with a medium-fidelity aerodynamic model, automatically generated using the Vortex Lattice Method (VLM) through the Athena Vortex Lattice (AVL) software. The tool automates the complete workflow, from user-defined geometry to the generation of an aerodynamic coefficients database (containing combinations of angle of attack, sideslip, and control surface deflections) and real-time dynamic simulation, visualized immersively in the FlightGear software via UDP communication at 30 frames per second. The system's accessibility is guaranteed by the automation of steps that typically require manual integration between specialized software, reducing the need for prior knowledge in simulation programming. Its technical robustness is ensured by the use of consolidated physical models: rigid-body equations of motion, the VLM for potential flow aerodynamics, coordinate transformations between aerodynamic, body, inertial, and geodetic (WGS84) systems, and numerical integration via the 4th-order Runge-Kutta method. The system was validated on two levels. First, the VLM-generated aerodynamic model was compared with wind tunnel and CFD data for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV), showing lift coefficient (CL) correlation with average deviations below 10% for angles of attack from 0° to 12°, while the method's known limitation for parasitic drag was confirmed. Second, the integrated dynamic response was compared with flight test data from the 26% scale Cub Crafters CC11-100 Sport Cub S2 aircraft. The results show the reproduction of the fundamental dynamic modes, with Pearson correlation coefficients above 0.85 when comparing responses to step inputs in the elevator, ailerons, and rudder, as well as the phugoid phenomenon. The developed tool operates on consumer hardware (personal computer and joystick) and provides, as output, real-time visualization and complete flight parameter telemetry. The obtained results indicate that the environment is functional and suitable for applications that prioritize agility and accessibility, such as conceptual design, preliminary flight qualities analysis, and aeronautical engineering education.

Key words: Flight Dynamic Simulation; Vortex Lattice Method (VLM); Matlab/Simulink-FlightGear Integration; Aerodynamic Model Validation; Fixed-Wing Aircraft.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Primeiras aeronaves bem-sucedidas.....	16
Figura 2 – Vickers Vimy, a primeira aeronave a realizar um voo transatlântico.	17
Figura 3 – Primeiras aeronaves impulsionadas pela tecnologia militar.....	18
Figura 4 – Exemplos de aeronaves com tecnologia <i>fly-by-wire</i>	18
Figura 5 – Aeronave da competição SAE Brasil Aerodesign.	19
Figura 6 – Simulador de Voo da aeronave Embraer E190, pertencente à companhia aérea Azul.....	26
Figura 7 – Exemplos de simuladores disponíveis em plataformas de jogos.	27
Figura 8 – Principais componentes da aeronave.	30
Figura 9 – Superfícies de comando.	31
Figura 10 – Controladores do direcionamento da aeronave.	33
Figura 11 – Manetes para comandar a potência dos motores.	34
Figura 12 – Fases de vôo.	36
Figura 13 – Diagrama de Cooper-Harper.....	37
Figura 14 – Conceitos de projetos pouco convencionais.....	39
Figura 15 – Exemplo de aeronaves com objetivos distintos.....	40
Figura 16 – Representação da segmentação das superfícies aerodinâmicas em painéis para aplicação do VLM.	42
Figura 17 – Representação dos esforços atuantes durante o vôo.....	47
Figura 18 – Ilustração dos Sistemas de Coordenadas aerodinâmico, do corpo e do observador.	49
Figura 19 – Ilustração do Sistema de Coordenadas de Posição Geodésica.	50
Figura 20 – Fluxo de transformações entre sistemas de coordenadas.	51
Figura 21 – Exemplos de integração numérica usando a regra do trapézio.	53
Figura 22 – Boeing 757-200 (Aeronave Padrão – RCAM).	56
Figura 23 – Exemplos de arquivos envolvidos na estimativa e armazenamento de coeficientes aerodinâmicos.	58
Figura 24 – Fluxograma simplificado de blocos da simulação.....	61
Figura 25 – Modelo desenvolvido em Simulink para executar a simulação.	62
Figura 26 – Representação terrestre conforme Sistema WGS84.	66
Figura 27 – Representação da superfície avaliada aerodinamicamente.	70
Figura 28 – Representação terrestre conforme Sistema WGS84.	72
Figura 29 – Comparação de resposta de deflexão de profundor para baixo (pull-down)..	74
Figura 30 – Comparação de resposta de deflexão de profundor para cima (pull-up).	75
Figura 31 – Comparação de resposta de oscilação de deflexão de profundor.....	76
Figura 32 – Comparação de resposta de deflexão de ailerons.	77
Figura 33 – Comparação de resposta de deflexão de leme.....	78
Figura 34 – Comparação de movimentação <i>phugoid</i>	79
Figura 35 – Representação gráfica durante a simulação.....	82
Figura 36 – Telemetria dos parâmetros de voo durante simulação.	84

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resumo da aplicação dos sistemas de coordenadas.....	50
Tabela 2– Comparação de coeficientes aerodinâmicos obtidos por diferentes meios.....	71

LISTA DE SÍMBOLOS

$6 - DoF$	6 Degrees of Freedom / 6 Graus de Liberdade
alt	Altitude
AR	Aspect Ratio / Razão de Aspecto
AVL	Athena Vortex Lattice
b	Envergadura da Superfície de Referência
\bar{c}	Corda Média Aerodinâmica
CD	Coeficiente de Força de Arrasto
CD_i	Coeficiente de Força de Arrasto Induzido
CFD	Computational Fluid Dynamics
CL	Coeficiente de Força de Sustentação
Cl	Coeficiente de Momento de Rolagem
Cm	Coeficiente de Momento de Arfagem
Cn	Coeficiente de Momento de Guinada
CY	Coeficiente de Força Lateral
D	Força de Arrasto
e	Fator de Eficiência de Oswald
$GARTEUR$	Group for Aeronautical Research and Technology in Europe
GUI	Graphical User Interface
ISA	International Standard Atmosphere
I_{xx}	Momento de Inércia no Eixo X
I_{xy}	Produto de Inércia nos Eixos X e Y
I_{xz}	Produto de Inércia nos Eixos X e Z
I_{yy}	Momento de Inércia no Eixo Y
I_{yz}	Produto de Inércia nos Eixos Y e Z
I_{zz}	Momento de Inércia no Eixo Z
L	Força de Sustentação
l	Momento de Rolagem
L_{bi}	Matriz de Transformação do Sistema de Coordenadas do Corpo para o Sistema de Coordenadas do Observador
lat	Latitude
lon	Longitude
m	Momento de Arfagem
M	Raio de Curvatura do Meridiano
n	Momento de Guinada
N	Raio de Curvatura do Primeiro Vertical
p	Velocidade Angular em torno do Eixo X
$P1$	Força de Tração do Motor 1
$P2$	Força de Tração do Motor 2
PID	Proportional-Integral-Derivative Control
q	Velocidade Angular em torno do Eixo Y
\bar{q}	Pressão Dinâmica
r	Velocidade Angular em torno do Eixo Z
$RCAM$	Research Civil Aircraft Model
SAE	Society of Automotive Engineers
u	Velocidade Aerodinâmica no Eixo X

<i>UAV</i>	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
<i>UDP</i>	Used Datagram Protocol
<i>v</i>	Velocidade Aerodinâmica no Eixo Y
<i>V_{aero}</i>	Velocidade Aerodinâmica
<i>V_{leste}</i>	Velocidade ao Leste (Sistema de Coordenadas do Observador)
<i>V_{norte}</i>	Velocidade ao Norte (Sistema de Coordenadas do Observador)
<i>V_{vertical}</i>	Velocidade Vertical (Sistema de Coordenadas do Observador)
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado
<i>VLM</i>	Vortex Lattice Method
<i>w</i>	Velocidade Aerodinâmica no Eixo Z
<i>WGS84</i>	World Geodetic System 1984
<i>X_{leste}</i>	Posição ao Leste (Sistema de Coordenadas do Observador)
<i>X_{norte}</i>	Posição ao Norte (Sistema de Coordenadas do Observador)
<i>X_{vertical}</i>	Posição Vertical (Sistema de Coordenadas do Observador)
<i>Y</i>	Força Lateral
<i>α</i>	Ângulo de Ataque
<i>β</i>	Ângulo de Derrapagem
<i>δ_a</i>	Ângulo de Deflexão de aileron
<i>δ_l</i>	Ângulo de Deflexão de leme
<i>δ_p</i>	Ângulo de Deflexão de profundor
<i>θ</i>	Ângulo de Arfagem
<i>φ</i>	Ângulo de Rolagem
<i>ψ</i>	Ângulo de Guinada

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	16
1.1 Histórico e Evolução da Aviação.....	16
1.2 Contexto do Trabalho e Motivação.....	20
1.3 Problema de Pesquisa.....	21
1.4 Objetivos do Trabalho.....	22
1.4.1 Objetivo Geral.....	22
1.4.2 Objetivos Específicos.....	22
1.5 Justificativa.....	23
1.6 Escopo e Limitações.....	23
1.7 Ferramentas Existentes.....	25
1.8 Estrutura da Dissertação.....	27
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	29
2.1 Fundamentos da Aeronáutica e Controle de Voo.....	29
2.2 Fases de Voo.....	35
2.3 Diagrama de Cooper-Harper.....	37
2.4 Configurações e Aplicações de Aeronaves.....	39
2.5 Aerodinâmica por Método de Painéis.....	41
2.6 Dinâmica de Voo de Corpo Rígido.....	45
2.7 Sistema de Coordenadas e Transformações.....	47
2.8 Integração Numérica.....	51
3. METODOLOGIA E IMPLEMENTAÇÃO DO AMBIENTE DE SIMULAÇÃO ...	54
3.1 Arquitetura Geral do Sistema.....	54
3.2 Módulo de Definição da Aeronave e do Ambiente.....	55
3.3 Módulo de Geração do Banco de Dados Aerodinâmico.....	57
3.4 Modelo de Dinâmica de Voo no Simulink.....	60
3.4.1 Bloco 1: Leitura do <i>Joystick</i>	63
3.4.2 Bloco 2: Função das Derivadas de Estado.....	63
3.4.3 Bloco 3: Integração Numérica.....	64
3.4.4 Bloco 4: Equações de Navegação.....	64
3.4.5 Bloco 5: Transformação Geodésica.....	64
3.4.6 Bloco 6: Interface com o FlightGear.....	65
3.5 Módulo de Transformação de Coordenadas.....	65

3.6 Integração com o FlightGear	67
4. VALIDAÇÃO, RESULTADOS E DISCUSSÃO	69
4.1 Estratégia de Validação	69
4.2 Validação do Modelo Aerodinâmico	69
4.3 Validação da Resposta Dinâmica	72
4.4 Demonstração do Ambiente Integrado	81
4.5 Discussão dos Resultados.....	86
5. CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	88
5.1 Conclusões Principais	88
5.2 Trabalhos Futuros.....	90
REFERÊNCIAS	93

1. INTRODUÇÃO

1.1 Histórico e Evolução da Aviação

O desejo humano pelo voo é milenar, mas foi apenas no alvorecer do século XX que ele se tornou uma realidade prática e de engenharia. A história da aviação é, intrinsecamente, a história da superação de desafios aerodinâmicos, estruturais e propulsivos, onde cada avanço foi precedido e possibilitado pelas ferramentas de análise e projetos disponíveis em sua época.

As primeiras aeronaves bem-sucedidas, como o 14-Bis de Santos Dumont (1906) e o Flyer dos Irmãos Wright (1903), mostradas na Figura 1, foram o produto de experimentação intensiva e observação aguçada (Lemos, 2012).

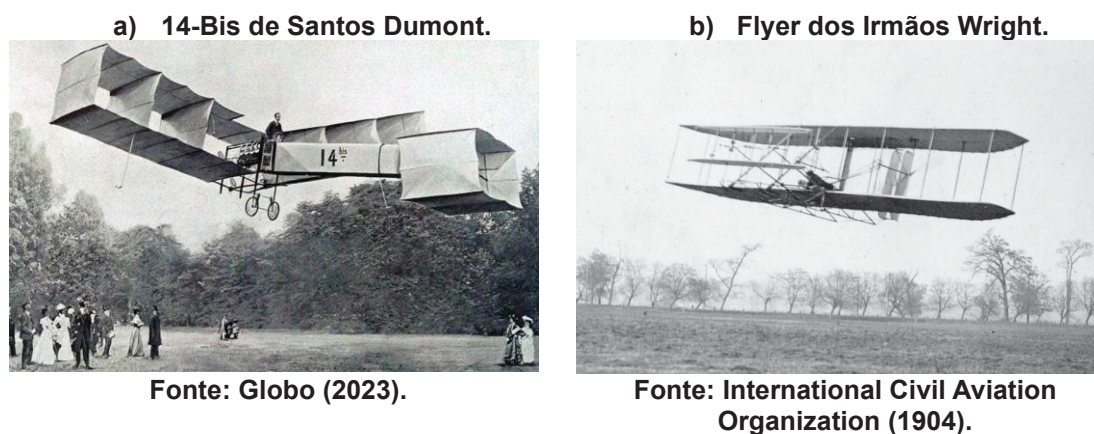


Figura 1 – Primeiras aeronaves bem-sucedidas.

Seus projetistas operavam em um regime de quase completa dependência de protótipos físicos e testes de voo, onde os coeficientes aerodinâmicos eram inferidos diretamente através do comportamento da aeronave (Crouch, 1989).

A análise teórica era rudimentar, baseada em correlações empíricas e nos fundamentos da teoria de sustentação. O objetivo primordial era demonstrar a viabilidade do voo motorizado e controlado, um feito que se consolidou com marcos como o primeiro voo transatlântico sem escalas, realizado por Alcock e Brown em 1919 com a aeronave Vickers Vimy (Pirie, 2013), mostrada na Figura 2.



**Figura 2 – Vickers Vimy, a primeira aeronave a realizar um voo transatlântico.
Fonte: Bureau of Aircraft Accidents Archives (2009).**

Os períodos das Guerras Mundiais e subsequente Guerra Fria atuaram como um catalisador sem precedentes para a inovação aeronáutica. A necessidade por aeronaves com desempenho superior – maior velocidade, altitude e carga – impulsionou o desenvolvimento de ferramentas de análise mais robustas. O túnel de vento tornou-se indispensável, permitindo a coleta sistemática de dados aerodinâmicos para configurações complexas.

Foi nesta era que a aviação transicionou definitivamente dos motores a pistão para a propulsão a jato, com aeronaves como o Messerschmitt Me 262 e o Boeing B-47 Stratojet, mostradas na Figura 3, cujos enflechamentos alares eram respostas diretas aos desafios do voo em altas velocidades subsônicas. Neste contexto, métodos analíticos e semi-empíricos para previsão de desempenho e estabilidade tornaram-se parte essencial do processo de projeto (Anderson, 2002).

a) Messerschmitt Me262.



Fonte: Canaltech (2022).

b) Boeing 737.



Fonte: Wikimedia Commons (2016).

Figura 3 – Primeiras aeronaves impulsionadas pela tecnologia militar.

O advento do computador digital revolucionou a engenharia aeronáutica. Métodos numéricos, como o *Vortex Lattice Method* (VLM), base teórica do software *Athena Vortex Lattice* (AVL) utilizado neste trabalho, tornaram-se viáveis, permitindo a modelagem computacional de aeronaves completas pela primeira vez. Isto possibilitou a exploração de envelopes de voo mais amplos e o desenvolvimento de configurações avançadas.

A introdução do sistema fly-by-wire em aeronaves como o Concorde e o F-16, mostradas na Figura 4, representou uma revolução no controle. Ao substituir os mecanismos atuadores pesados por sinais elétricos e computadores, esse sistema permitiu criar aviões que, embora naturalmente menos estáveis, são extremamente mais ágeis e eficientes no consumo de combustível, pois o computador realiza instantaneamente os ajustes necessários para mantê-los em voo estável (Stengel, 2004).

a) Concorde.



Fonte: Mega Curioso (2018).

b) F-16 Falcon.



Fonte: Wikipedia (2003).

Figura 4 – Exemplos de aeronaves com tecnologia *fly-by-wire*.

Paralelamente, o surgimento e a popularização dos Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs) e de modelos em escala, como os usados na competição da Sociedade de Engenheiros da Mobilidade (originalmente chamada de Society of Automotive Engineers) - SAE Brasil Aerodesign, democratizaram o acesso ao desenvolvimento de veículos aéreos, criando uma demanda por ferramentas de simulação acessíveis (Valavanis; Vachtsevanos, 2015). A Figura 5 mostra um exemplo de aeronave radiocontrolada da equipe de Aerodesign da Universidade Federal do Paraná.



**Figura 5 – Aeronave da competição SAE Brasil Aerodesign.
Fonte: UFPR (2025).**

Atualmente, a análise de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), realizada por softwares sofisticados de elementos e volumes finitos, constitui uma ferramenta analítica fundamental e altamente avançada na engenharia aeronáutica. Seus fundamentos metodológicos, já consolidados na literatura clássica da década de 1990, evoluíram para se tornar um pilar do projeto moderno. No entanto, seu alto custo computacional e complexidade as tornam inviáveis para as fases iniciais de projeto e para ambientes com recursos limitados. Este panorama ressalta a relevância e o nicho da ferramenta desenvolvida neste trabalho: ela se posiciona como um herdeiro moderno da tradição do VLM (Katz; Plotkin, 2001), operacionalizando métodos de média fidelidade dentro de um ambiente integrado e automatizado. Desta forma, ela permite que engenheiros, estudantes e entusiastas realizem em minutos, em um computador pessoal, análises dinâmicas que, nas eras pioneiras, demandavam

protótipos de riscos e, até recentemente, exigiam a complexa integração manual de múltiplos *softwares* especializados.

1.2 Contexto do Trabalho e Motivação

O desenvolvimento de novas aeronaves e a qualificação de pilotos são processos complexos e notoriamente custosos, envolvendo extensivos ciclos de projeto, fabricação de protótipos e campanhas de ensaio em voo. Neste contexto, a simulação computacional emerge como uma ferramenta indispensável, permitindo a análise e a validação de conceitos e configurações em um ambiente virtual, seguro e de baixo custo, antes do comprometimento de recursos com a construção física (Stevens, 2003; Raymer, 2018).

Tradicionalmente, ferramentas de simulação de alta fidelidade exigem elevado custo computacional, como é o caso de simulações baseadas em CFD e ou profundo conhecimento técnico e especializado para sua configuração e operação, tornando-as pouco acessíveis para etapas iniciais de projeto (Raymer, 2018) ou para aplicações em ambientes acadêmicos e equipes de competição. É sobre essa lacuna que o presente trabalho se insere e busca alternativas.

Identifica-se a carência de uma ferramenta computacional integrada que seja, simultaneamente, tecnicamente robusta e operacionalmente acessível. Uma ferramenta que una a fidelidade de um modelo dinâmico de seis graus de liberdade (6-DoF) a um *software* de estimativa de coeficientes aerodinâmicos de baixo custo computacional, e que proporcione um *feedback* visual imersivo em tempo real, sem exigir do usuário um longo processo de aprendizado ou a integração manual de *softwares* complexos e desconexos.

A motivação para este trabalho é, portanto, desenvolver uma solução que simplifique e agilize drasticamente os processos de análise. Como atestado pela experiência prática em equipes de competição como o SAE Brasil Aerodesign, a ausência de ferramentas com essa combinação de simplicidade, custo acessível e confiabilidade é uma barreira significativa.

A ferramenta proposta neste trabalho visa preencher esta lacuna, permitindo que engenheiros validem configurações atualizadas de aeronaves em questão de minutos, e que pilotos experimentem as qualidades de voo de uma

nova aeronave virtual, tudo isso sem a necessidade de fabricar um único protótipo físico. Tal ferramenta consolida, em um único fluxo de trabalho automatizado, as etapas de análise aerodinâmica, dinâmica de voo, geração de trajetória e visualização, representando um significativo avanço em acessibilidade e eficiência para a simulação aeronáutica.

1.3 Problema de Pesquisa

Conforme exposto anteriormente, existe uma lacuna evidente no ecossistema de ferramentas computacionais de apoio ao projeto aeronáutico, especialmente no que tange à simulação dinâmica de voo. Embora existam *softwares* consagrados e de alta qualidade para análises específicas, como o XFLR5 e AVL para aerodinâmica, Matlab/Simulink e o Excel para dinâmica e controle, e FlightGear para visualização, a realização de uma análise de voo completa e integrada exige que o usuário possua conhecimento profundo para operar e, principalmente, conectar manualmente essas ferramentas diversas e desconexas.

Este processo de integração manual é complexo, propenso a erros e consome um tempo valioso que poderia ser dedicado à análise de resultados e ao refinamento do projeto. Consequentemente, equipes de competição, pequenas empresas e pesquisadores iniciantes muitas vezes encontram uma barreira intransponível para realizar simulações dinâmicas confiáveis com *feedback* visual, por não disporem de meses de trabalho especializado para desenvolver uma solução interna.

Portanto, o problema de pesquisa que este trabalho aborda é: como desenvolver um ambiente de simulação integrado e automatizado que, mantendo o rigor de modelos físicos robustos (dinâmica de 6-DoF e aerodinâmica por *Vortex Lattice*), seja de configuração simples e operação acessível, eliminando a necessidade do usuário de realizar complexas integrações manuais entre softwares especializados?

A solução para este problema permitirá que usuários, independentemente de seu nível de expertise em programação de simulações numéricas, possam focar seus esforços na engenharia da aeronave, configurando rapidamente

diferentes conceitos e obtendo, de forma quase instantânea, *feedback* tanto numérico quanto sensorial sobre o comportamento dinâmico de seu projeto.

1.4 Objetivos do Trabalho

1.4.1 Objetivo Geral

O objetivo geral do trabalho é desenvolver e validar um ambiente integrado de simulação de dinâmica de voo para aeronaves de asa fixa, que combine um modelo físico-matemático robusto a uma interface de configuração simplificada e a uma visualização em tempo real, destinado a apoiar o ciclo de projeto conceitual e preliminar.

1.4.2 Objetivos Específicos

Para a consecução do objetivo geral, foram estabelecidos os seguintes objetivos específicos:

1. Implementar um modelo dinâmico de seis graus de liberdade (6-DoF) para aeronaves de asa fixa no ambiente Matlab/Simulink, incluindo as equações de movimento, cinemáticas e transformações de coordenadas necessárias;
2. Desenvolver uma rotina automatizada para a geração de um banco de dados aerodinâmico de alta fidelidade, utilizando o método *Vortex Lattice* por meio do software AVL;
3. Implementar a lógica de interpolação em tempo real do banco de dados aerodinâmico e as transformações de coordenadas críticas, incluindo a conversão do sistema de coordenadas inercial para o sistema geodésico WGS84 (*World Geodetic System*, definido em 1984);
4. Integrar o núcleo de simulação dinâmica com o *software* FlightGear, estabelecendo a comunicação via protocolo UDP (*User*

Datagram Protocol) para permitir a visualização imersiva do voo em tempo real;

5. Validar o ambiente de simulação por meio da comparação de seus resultados com dados de referência na literatura, como dados de telemetria coletados em ensaios de voo.

1.5 Justificativa

A simulação computacional é uma ferramenta indispensável no ciclo de desenvolvimento de aeronaves, permitindo a análise e validação de conceitos de forma virtual, segura e de baixo custo. No entanto, ferramentas de alta fidelidade são complexas e onerosas, enquanto soluções acessíveis carecem de transparência e capacidade de customização. Desta forma, este trabalho é justificado pela necessidade de criação de ferramentas computacionais acessíveis e de baixo custo, conectando prática e teoria complexa para o desenvolvimento eficiente de produtos aeronáuticos.

1.6 Escopo e Limitações

Para uma correta utilização e interpretação dos resultados, é fundamental delimitar o escopo de aplicação e as limitações inerentes ao ambiente de simulação desenvolvido.

Este trabalho tem como foco principal o desenvolvimento de uma ferramenta para análise dinâmica de aeronaves de asa fixa em regime subsônico. A ferramenta é capaz de simular um voo completo, desde o taxiamento no solo para decolagem até o pouso e subsequentemente o taxiamento. No entanto, sua principal contribuição e onde seu uso é mais valioso concentra-se nas fases dinâmicas complexas do voo, tais como decolagem, subida, descida, manobras em curva e a aproximação para pouso, onde o comportamento da aeronave é menos intuitivo. A ferramenta é geometricamente versátil, permitindo a simulação de uma ampla gama de configurações, desde que observadas as boas práticas e limitações do método aerodinâmico

subjacente. Como saída, o sistema fornece ao usuário uma visualização imersiva em tempo real, bem como a gravação completa de dados de estado e parâmetros de voo para análise posterior via gráficos e *scripts* Matlab.

A fidelidade da simulação é governada pelas premissas adotadas em seus modelos constituintes, o que impõe as seguintes limitações:

- **Modelo Aerodinâmico:** A utilização do VLM implica em um modelo invíscido e linear. Conseqüentemente, fenômenos críticos como o arrasto viscoso, a separação de escoamento em altos ângulos de ataque (estol) e os efeitos de compressibilidade não são modelados com precisão. Isto restringe a confiabilidade dos resultados em condições de voo lento próximo ao estol e em velocidades transônicas. Adicionalmente, a fidelidade dos resultados está sujeita às próprias limitações geométricas do método VLM, que pode perder precisão para configurações não convencionais, como asas com baixos valores de razão de aspecto (DRELLA, 2018).
- **Modelo Dinâmico:** A premissa de corpo rígido desconsidera a interação aeroelástica, como a flexão das asas e a reversão de comandos. Ademais, o modelo assume massa e momentos de inércia constantes durante a simulação, não modelando, portanto, os efeitos de queima de combustível ou do movimento de líquidos nos tanques.
- **Modelo de Ambiente:** A atmosfera é modelada como um ambiente estável e padronizado, sem a variação de parâmetros como densidade e viscosidade do ar com a altitude. Apesar da inclusão de um modelo de rajadas de vento, fenômenos atmosféricos complexos como turbulência e cisalhamento de vento não são representados.
- **Representação de Atitude:** A utilização dos ângulos de Euler introduz a limitação teórica do *gimbal lock* para ângulos de arfagem próximos a $\pm 90^\circ$. Contudo, esta condição está fora do envelope de voo das aeronaves convencionais para as quais a ferramenta foi concebida, não constituindo uma limitação prática relevante para o seu escopo de aplicação.

- Dependência de *Software*: A ferramenta não é de código aberto, possuindo uma dependência fundamental dos softwares comerciais Matlab e Simulink para sua execução.

1.7 Ferramentas Existentes

O cenário contemporâneo de ferramentas de simulação de voo é dominado por soluções que atendem a dois extremos, a alta fidelidade operacional e o entretenimento acessível, com destaque para as seguintes plataformas:

- Simuladores de Treinamento de Alto Nível: Empresas como CAE (Canadian Aviation Electronics) e FlightSafety International fornecem simuladores de voo de altíssima fidelidade para companhias aéreas (ex.: Azul, Lufthansa) e fabricantes (Flightsafety International, 2025). Estes sistemas são caracterizados por réplicas fiéis e físicas de cabines de voo (*cockpits*), sistemas visuais imersivos e modelos dinâmicos validados de aeronaves específicas já certificadas (Allerton, 2009). Seu objetivo primário é a formação de pilotos em um ambiente seguro e realista. No entanto, seu custo chega a dezenas de milhões de dólares por unidade, e sua natureza é um sistema “caixa fechada”, não permitindo qualquer modificação no modelo da aeronave ou no seu sistema físico. A Figura 6 mostra o simulador da aeronave Embraer E190, desenvolvido por FlightSafety International e comprado pela companhia aérea Azul;
- Sistema de Voo para o Público Geral: No outro extremo do espectro, há *softwares* como Microsoft Flight Gear e X-Plane, mostrados na Figura 7, que oferecem experiências de voo visualmente ricas e acessíveis a um custo relativamente baixo. Estes simuladores utilizam modelos de voo proprietários que priorizam uma sensação subjetiva de realismo para uma vasta gama de aeronaves pré-definidas. Apesar de sua popularidade, eles são notavelmente opacos: o usuário não tem acesso aos cálculos físicos em tempo real, não pode modificar a dinâmica

fundamental da aeronave além de parâmetros superficiais e não pode implementar projetos conceituais personalizados a partir do zero (Williams, 2011).

a) Exterior do simulador.



b) Interior do simulador.



Figura 6 – Simulador de Voo da aeronave Embraer E190, pertencente à companhia aérea Azul.

Fonte: Quatro Rodas (2019).

É nesta lacuna específica que o ambiente de simulação desenvolvido neste trabalho se posiciona de forma única, pois, diferentemente dos simuladores de treinamento de alto custo, o ambiente desenvolvido neste trabalho opera em *hardware* de consumo (um computador pessoal e um *joystick*). E em contraste marcante com os simuladores de entretenimento, ele é construído sobre os princípios da transparência e da customização total. Todo o núcleo de cálculo, desde a interpolação dos coeficientes aerodinâmicos até a integração das equações de movimento, é exposto e editável pelo usuário dentro do ambiente Matlab/Simulink. Isto permite não apenas verificar cada etapa do processo de simulação, mas também modificar a física subjacente, tornando a ferramenta ideal para o projeto conceitual de novas aeronaves, para a investigação acadêmica de fenômenos de dinâmica de voo e para a educação

em engenharia, onde o entendimento do “porquê” é tão importante quanto o “o quê”.

a) Microsoft Flight Gear.



Fonte: Windows Club (2020).

b) X-Plane.



Fonte: Steam (2012).

Figura 7 – Exemplos de simuladores disponíveis em plataformas de jogos.

1.8 Estrutura da Dissertação

Esta dissertação está organizada em cinco seções, incluindo esta introdução, da seguinte forma:

- Seção 2: Fundamentação Teórica – Apresenta os conceitos teóricos essenciais para a compreensão do trabalho, incluindo os fundamentos de aeronáutica e controle, a dinâmica de voo de corpo rígido, o método aerodinâmico *Vortex Lattice*, os sistemas de coordenadas e as técnicas de integração numérica;
- Seção 3: Metodologia e Implementação do Ambiente de Simulação – Descreve detalhadamente a arquitetura do sistema desenvolvido, os módulos de definição da aeronave, a geração automatizada do banco de dados aerodinâmico, a implementação do modelo dinâmico no Simulink, as transformações de coordenadas e a integração com o FlightGear;
- Seção 4: Validação, Resultados e Discussão – Apresenta a estratégia de validação do ambiente de simulação, os resultados obtidos para casos de estudo representativos e uma discussão crítica sobre o desempenho e as capacidades da ferramenta desenvolvida;
- Seção 5: Conclusões e Trabalhos Futuros – Sumariza as conclusões do trabalho, verifica o atendimento aos objetivos

propostos, discute as contribuições e sugere direcionamentos para pesquisa e melhorias futuras.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Esta seção apresenta a base teórica fundamental para o desenvolvimento do ambiente integrado de simulação de dinâmica de voo. A modelagem de uma aeronave como um sistema dinâmico completo requer a integração concisa de várias áreas do conhecimento. Para isso, são revisados os conceitos essenciais da dinâmica do corpo rígido, que descrevem o movimento da aeronave no espaço; dos métodos aerodinâmicos, responsáveis pelo cálculo das forças e momentos gerados pelo escoamento do ar, dos sistemas de coordenadas e suas transformações, que permitem a transição entre diferentes referenciais de análise, e, por fim, dos princípios de integração numérica, que possibilitam a solução computacional das equações governantes.

A fundamentação aqui apresentada não apenas estabelece a linguagem matemática utilizada no trabalho, mas também justifica as escolhas de modelagem adotadas na seção 3, delineando as premissas, as capacidades e as limitações inerentes ao modelo implementado.

2.1 Fundamentos da Aeronáutica e Controle de Voo

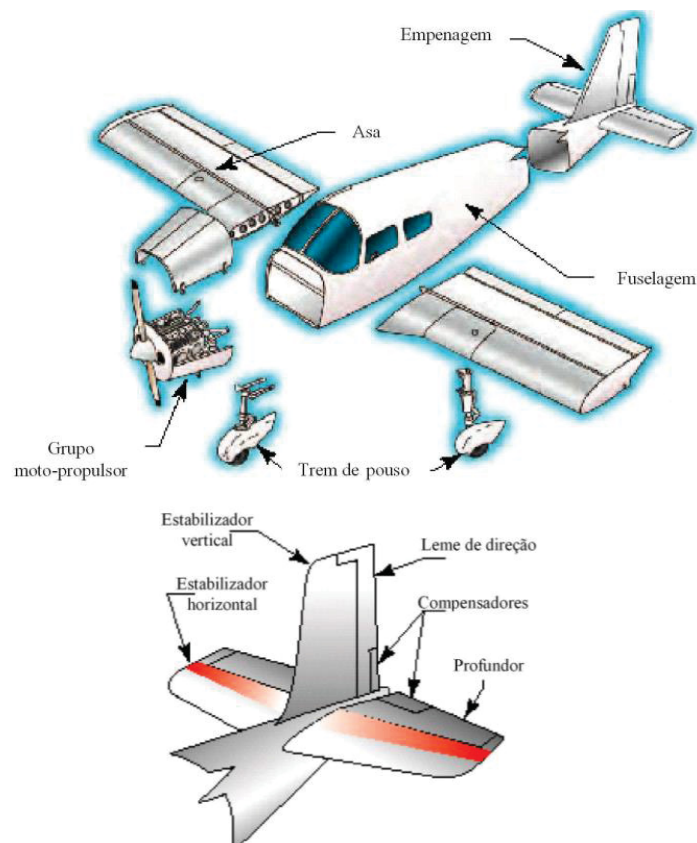
Uma aeronave de asa fixa convencional é composta por um conjunto de superfícies aerodinâmicas que geram forças e momentos para sustentar e controlar o voo (Anderson, 2011).

Abaixo estão descritos os principais componentes de uma aeronave, de acordo com Miranda (2014).

- Asa: Superfície primária de sustentação. A forma em planta e o perfil aerodinâmico determinam as características de desempenho e estabilidade;
- Estabilizador Horizontal: Responsável pela estabilidade longitudinal (arfagem), é uma superfície fixa horizontal na cauda que gera um momento de nariz para cima, compensando o momento gerado pela asa que naturalmente empurra o nariz para baixo;

- Estabilizador Vertical: Responsável pela estabilidade direcional (guinada), é uma superfície fixa vertical na cauda para garantir o retorno do direcionamento da aeronave em um ponto de equilíbrio.
- Fuselagem: Corpo principal, que abriga a cabine, os sistemas e serve de ponto de fixação para as superfícies aerodinâmicas. Contribui primariamente para o arrasto e abriga o centro de gravidade;
- Trem de Pouso: Sistema estrutural responsável pela sustentação e direcionamento da aeronave em solo e pela absorção e dissipação da energia do impacto no contato inicial da aeronave com a pista.
- Grupo Motopropulsor: Responsável por gerar a força de tração (ou empuxo), visando superar o arrasto e permitir a aceleração e manutenção da velocidade.

A Figura 8 mostra os principais componentes mencionados.



**Figura 8 – Principais componentes da aeronave.
Fonte: Miranda (2014).**

Abaixo estão descritas as principais superfícies de comando de uma aeronave, conforme Miranda (2014).

- Profundor: Localizado no estabilizador horizontal, é uma superfície móvel, cuja deflexão gera uma variação no momento de arfagem, que orienta o nariz da aeronave para cima ou para baixo;
- Leme: Localizado no estabilizador vertical, é uma superfície móvel, cuja deflexão gera uma variação no momento de guinada, que orienta o nariz da aeronave para esquerda ou direita;
- Ailerons: Localizados na asa, são superfícies móveis que se movem assimetricamente (um sobe enquanto o outro desce). Sua deflexão gera uma variação no momento de rolagem, rotacionando a aeronave em torno do eixo longitudinal.

As superfícies de comando são indicadas na Figura 9.

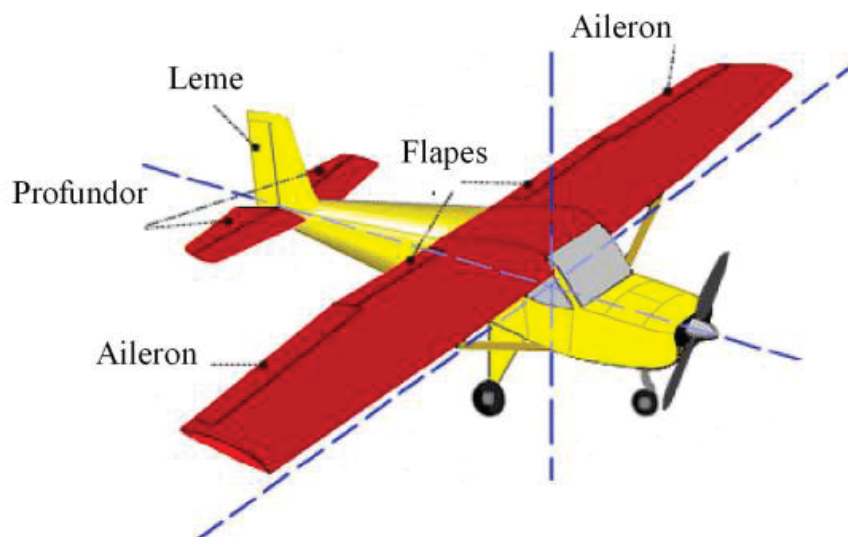


Figura 9 – Superfícies de comando.
Fonte: Miranda (2014).

O piloto comanda a trajetória da aeronave através da deflexão de três superfícies de controle primárias, que alteram as forças e momentos locais de cada superfície aerodinâmica e, conseqüentemente, os momentos aerodinâmicos globais da aeronave. Além disso, há também o comando de potência do motor, que altera a distribuição de empuxo de cada motor, gerando forças e momentos adicionais (Stengel, 2004).

Cada tipo de aeronave geralmente tem sua configuração de controle específica. Porém, de forma geral, a maioria das aeronaves possui controles realizados através das interfaces descritas nos próximos parágrafos. Os controles que o piloto possui à disposição para direcionar a aeronave são o manche, os manetes e os pedais (Pamadi, 2004), mostrados nas Figuras 10 e 11.

O manche quando movimentado para frente ou para trás, deflete o profundor. Puxar o manche para trás faz com que o profundor seja defletido para cima. Com isso, o coeficiente de sustentação local do estabilizador horizontal fica menor, aumentando o coeficiente de momento de arfagem e criando uma tendência de movimentar o nariz da aeronave para cima (aumentando o ângulo de ataque). Já empurrar o manche para frente gera o efeito contrário e cria uma tendência de movimentar o nariz da aeronave para baixo (reduzindo o ângulo de ataque).

Quando o manche é rotacionado, os ailerons são defletidos de forma assimétrica. Girar o manche no sentido horário levanta o aileron direito e abaixa o esquerdo, reduzindo a sustentação local no lado direito da asa e aumentando no lado esquerdo. Essa diferença de sustentação da asa cria um momento de rolagem na aeronave e induz a aeronave a fazer a rotacionar em torno do eixo longitudinal para direita.

Já os pedais possuem a função de defletir o leme. Pressionar o pedal direito deflete o leme para direita. Isso gera uma força aerodinâmica na cauda para a esquerda resultando em um momento de guinada que induz o nariz da aeronave para a direita.

A Figura 10 mostra o manche e os pedais utilizados para comandar o profundor, ailerons e leme.

a) Manche para comandar ailerons e profundor.



Fonte: Wikimedia Commons (2007).

b) Pedais para comandar o leme.



Fonte: Askapilot (2021).

Figura 10 – Controladores do direcionamento da aeronave.

Os manetes, mostrados na Figura 11, são os controles utilizados pelo piloto para variar a força de empuxo gerada pelos motores. De forma geral, há um manete para controle de cada motor. Ao empurrar os manetes a rotação do motor é aumentada e, conseqüentemente, sua força de tração também é aumentada. Puxar os manetes faz o efeito contrário, reduzindo a tração gerada pelos motores.

A variação de tração altera diretamente o equilíbrio de forças na direção longitudinal da aeronave. Um aumento de tração aumenta a aceleração da aeronave. Em voo nivelado, isso geralmente resulta em ganho de altitude se a

velocidade for mantida, ou em ganho de velocidade se a altitude for mantida. A redução de tração tem o efeito oposto.

Além da variação de força, dependendo da localização do motor em relação ao centro de gravidade, a variação de tração gera uma variação do momento de arfagem. Os motores em geral são montados abaixo do centro de gravidade, aumentando o momento de arfagem com aumento de tração, exigindo uma ação do profundor para compensar essa tendência de aumentar o ângulo de ataque. Além disso, valores de forças assimétricos dos motores, pela mesma lógica, geram um momento de guinada que devem ser compensados por uma deflexão de leme.



Figura 11 – Manetes para comandar a potência dos motores.
Fonte: Wikipedia (2012).

As superfícies de controle a variação de tração não movem a aeronave diretamente para uma nova trajetória, mas iniciam rotações e alteram o estado de energia que, por sua vez, reorientam a força de sustentação total e alteram a velocidade.

Para iniciar uma subida, por exemplo, o piloto primeiro puxa para trás o manche, defletindo o profundor para cima e aumentando o ângulo de ataque da aeronave e, conseqüentemente, iniciando uma movimentação do nariz para cima. Para sustentar a subida, é comum aumentar a tração dos motores para compensar a perda de velocidade devido ao acréscimo de arrasto e da

componente da gravidade atuando contra a trajetória. Para realizar uma curva nivelada e eficiente, o piloto combina os comandos dos ailerons para inclinar as asas; do leme para compensar o arrasto adverso com as asas inclinadas; e do motor para aumentar ligeiramente a tração para compensar o aumento de arrasto induzido pela maior sustentação requerida na curva (Stengel, 2004).

2.2 Fases de Voo

Uma missão de voo completa é composta por uma sequência de fases distintas, cada uma com seus objetivos, desafios e dinâmicas específicas. A compreensão dessas fases é essencial para a análise do comportamento da aeronave e para a correta utilização do ambiente de simulação. As principais fases (McCormick, 1995), ilustradas de forma esquemática na Figura 12, são:

- **Taxiamento:** Fase em que a aeronave se desloca no solo, sob sua própria potência, entre o pátio de estacionamento e a cabeceira da pista (ou vice-versa). O controle da direção é realizado através do leme de direção e dos freios diferenciais das rodas;
- **Decolagem:** Consiste na aceleração da aeronave ao longo da pista até atingir a velocidade de rotação, momento em que o piloto efetua um comando de deflexão do profundor para cima, para elevar o nariz e iniciar a subida. É uma fase crítica que demanda potência máxima e assegura a capacidade de subida com um motor inoperante;
- **Subida (ou Ascensão):** Fase de transição entre a decolagem e o cruzeiro, onde a aeronave ganha altitude até o nível de voo designado. A trajetória e a velocidade de subida são otimizadas para um equilíbrio entre tempo, distância, consumo de combustível e desempenho;
- **Cruzeiro:** É a fase principal e mais longa do voo, onde a aeronave viaja em altitude e velocidade aproximadamente constantes entre o ponto de origem e o destino. Para grande maioria das aeronaves,

especialmente comerciais, o projeto aerodinâmico é otimizado para esta condição, visando máxima eficiência;

- Descida: Fase de transição do cruzeiro para a aproximação da pista de pouso. A potência é reduzida e a aeronave perde altitude de forma controlada, seguindo um perfil que considera o tráfego aéreo, o conforto dos ocupantes e a gestão de energia;
- Aproximação: Fase final de preparação para o pouso, onde a aeronave se alinha com o eixo da pista e estabiliza sua trajetória de descida, configurando os flaps e o trem de pouso para aumentar a sustentação e o arrasto, permitindo uma velocidade de voo segura e mais baixa;
- Pouso: Fase crítica onde o piloto nivela a aeronave logo acima da pista para reduzir a taxa de descida, seguida pelo toque suave das rodas e pela aplicação dos freios e dos reversores de empuxo para desacelerar a aeronave;
- Taxiamento após o Pouso: Fase final, semelhante ao taxiamento inicial, onde a aeronave deixa a pista e segue para o pátio de estacionamento.

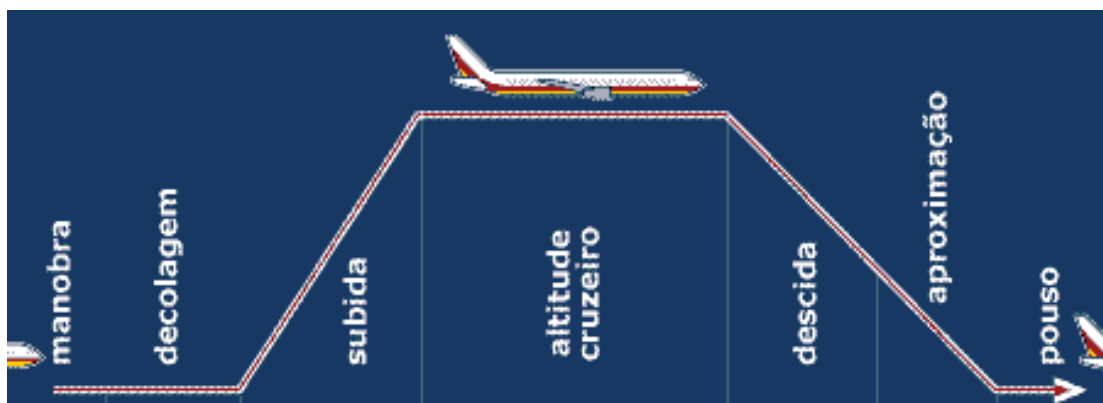


Figura 12 – Fases de voo.

Fonte: Adaptado de Folha de São Paulo (2025).

O ambiente desenvolvido neste trabalho é capaz de simular a transição contínua entre todas estas fases de voo. Esta capacidade é fundamental para uma avaliação abrangente da aeronave, permitindo analisar não apenas seu desempenho em condições isoladas, mas também sua manobrabilidade em

solo, suas características de decolagem e pouso, e sua estabilidade durante as transições de voo, que são momentos em que deficiências de projeto podem se tornar mais evidentes.

2.3 Diagrama de Cooper-Harper

A validação final de uma aeronave não reside apenas em seu desempenho numérico, mas a forma como o piloto a sente. Para traduzir esta avaliação subjetiva em um parâmetro de engenharia quantificável, a indústria aeronáutica utiliza amplamente o Diagrama de Cooper-Harper (Hodgkinson, 1999), mostrado na Figura 13.

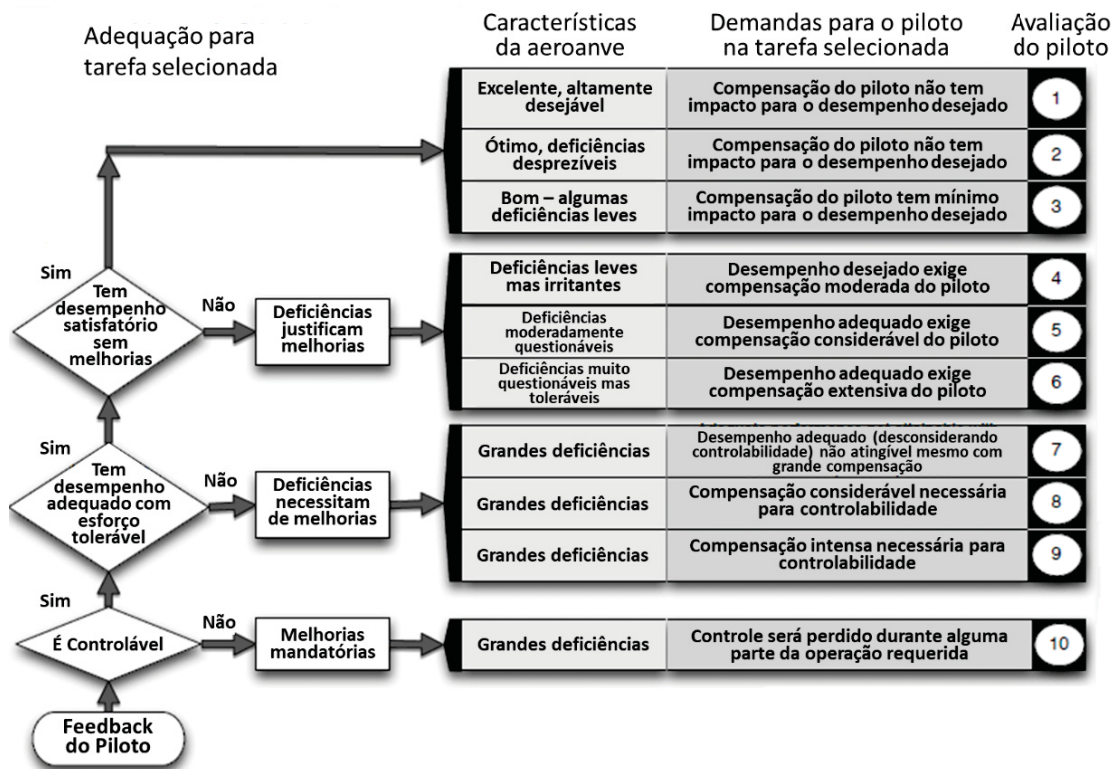


Figura 13 – Diagrama de Cooper-Harper.
Fonte: Adaptado de Cooper e Harper (1969).

De acordo com Cooper e Harper (1969), este diagrama é estruturado como uma árvore de decisão que guia o piloto de testes a atribuir uma avaliação em uma escala de 1 a 10 para uma tarefa de voo específica (ex.: compensação

de uma perturbação, acompanhamento de uma trajetória, acessibilidade aos comandos). A decisão é baseada em três critérios fundamentais.

1. A adequação da aeronave para a missão que está sendo executada;
2. A natureza e a magnitude das deficiências da aeronave;
3. O nível de esforço do piloto necessário para compensar essas deficiências e realizar a tarefa com sucesso.

Essa avaliação é categorizada em:

- Notas de 1 a 3: Aeronaves excelentes, desejáveis e adequadas sem deficiências;
- Notas de 4 a 6: Aeronaves com deficiências toleráveis, mas que exigem compensação pelo piloto;
- Notas de 7 a 10: Aeronaves com deficiências intensas, onde a tarefa se torna difícil ou impossível de ser realizada com precisão através dos comandos do piloto.

O diagrama de Cooper-Harper fornece a estrutura conceitual para um dos principais usos do ambiente de simulação desenvolvido. Ao permitir que um piloto ou um engenheiro com conhecimentos de pilotagem realize uma simulação de uma nova configuração aerodinâmica em tempo real, a ferramenta possibilita a realização de uma avaliação preliminar das qualidades de voo. A imersão visual proporcionada pelo FlightGear é um componente crucial para esta avaliação, pois fornece os direcionamentos sensoriais necessários para julgar parâmetros como atitude, trajetória e resposta aos comandos. Desta forma, a ferramenta serve como uma plataforma para a atribuição de notas Cooper-Harper virtuais, permitindo a identificação precoce de problemas de controlabilidade e estabilidade que impactam diretamente a segurança e a eficácia da aeronave, tudo isso durante a fase de projeto conceitual e sem a necessidade de um protótipo física.

2.4 Configurações e Aplicações de Aeronaves

O termo “aeronave de asa fixa” abriga uma imensa variedade de veículos, cujos conceitos de projeto e configurações são drasticamente moldados por suas missões específicas (Raymer, 2018). Esta diversidade pode ser observada na evolução de conceitos aerodinâmicos e em aplicações operacionais especializadas.

A arquitetura fundamental de uma aeronave é um compromisso entre desempenho, estabilidade e controle. A configuração convencional, com asa principais e empenagem horizontal e vertical na cauda, é a mais difundida, equilibrando simplicidade e eficiência para uma vasta gama de aplicações. Deste conceito básico, surgiram inúmeras variações e configurações especializadas.

A configuração Canard, por exemplo, com sua superfície de estabilização à frente das asas, pode oferecer vantagens em manobrabilidade, sendo encontrada em aeronaves de combate, como o caça Eurofighter Typhoon. No extremo da eficiência aerodinâmica, o conceito de Asa Voadora, onde a fuselagem e as asas se fundem, visando a minimização do arrasto, sendo emblemático no bombardeiro furtivo Northrop Grumman B-2 Spirit (Raymer, 2018). Essas aeronaves com conceitos não usuais são mostradas na Figura 14.

a) Eurofighter Typhoon.



Fonte: Poder Aéreo (2012).

b) Northrop Grumman B-2 Spirit.



Fonte: Wikipedia (2016).

Figura 14 – Conceitos de projetos pouco convencionais.

Esta diversidade de formas está diretamente ligada à finalidade do veículo. Aeronaves de treinamento para pilotos iniciantes, como o Cessna 172, priorizam docilidade e segurança. Já os jatos comerciais que dominam os céus, como o

Airbus A320 e Boeing 737 são otimizados para eficiência energética, conforto e capacidade de passageiros em rotas de curta a longa distância.

Em contraste, a aviação agrícola, com aeronaves como o Embraer EMB 202 Ipanema, exige estruturas robustas e operação em baixa altitude, enquanto caças militares como o Saab JAS 39 Gripen exigem manobrabilidade extrema e integração de sistemas de armas complexos. Por fim, os VANTs representam uma categoria em expansão, definida pela ausência de piloto a bordo e aplicada em imageamento, vigilância e logística (Raymer, 2018).

A Figura 15 mostra essas aeronaves com características totalmente diferentes, sendo o resultado de projetos com objetivos diferentes.

a) Cessna 172P.



Fonte: Wikipedia (2010).

b) Airbus A320.



Fonte: Wikipedia (2004).

c) Embraer EMB 202 Ipanema.



Fonte: Ministério da Agricultura e Pecuária (2021).

d) Saab JAS 39 Gripen.



Fonte: Aeroflap (2024).

Figura 15 – Exemplo de aeronaves com objetivos distintos.

Face a esta vasta gama de possibilidades, é crucial delimitar o envelope de aplicação da ferramenta desenvolvida. O ambiente de simulação foi concebido e validado primariamente para aeronaves subsônicas de asa fixa. Embora seja geometricamente versátil, a fidelidade dos resultados está sujeita

às recomendações do método VLM subjacente (Katz; Plotkin, 2001), que é mais preciso para as configurações com asas de alongamento moderado a alto e superfícies bem-comportadas. Desta forma, a ferramenta encontra sua aplicação mais confiável e imediata no projeto e análise de aeronaves de configuração convencional, que abrangem a aviação de treinamento, geral, comercial e as aeronaves de competição como as do Aerodesign, preenchendo um nicho de grande relevância prática e educacional.

2.5 Aerodinâmica por Método de Painéis

A previsão de características aerodinâmicas em regime incompressível e invíscido pode ser realizada através do *Vortex Lattice Method* (VLM), cuja fundamentação teórica e procedimento de implementação seguem a formulação clássica apresentada por Katz e Plotkin (2001). O método é uma abordagem numérica baseada em painéis que resolve a equação de Laplace, equação 2.1, para o potencial de velocidades escalar (ϕ). O potencial de velocidades escalar é uma função cujo gradiente resulta no vetor de velocidade do escoamento em cada ponto. A implementação deste método, conforme adotada pelo *software* AVL, fundamenta-se nos seguintes princípios e procedimentos.

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2.1)$$

A modelagem inicia-se pela discretização geométrica de todas as superfícies sustentadoras da aeronave em uma malha composta por N painéis quadriláteros. A cada um desses painéis associa-se um vórtice em forma de ferradura (*horseshoe*), responsável por representar a circulação aerodinâmica local. A configuração deste vórtice é crítica: seu segmento principal, denominado vórtice ligado, é alocado ao longo da linha de 25% da corda do painel. Dois vórtices livres completam a configuração, estendendo-se deste ponto até o infinito, na direção da corrente livre. Para a imposição das condições de contorno, um ponto de controle é estabelecido a 75% da corda de cada painel, local onde um vetor unitário normal à superfície n_i é definido.

A segmentação em painéis das superfícies aerodinâmicas é representada na Figura 16.

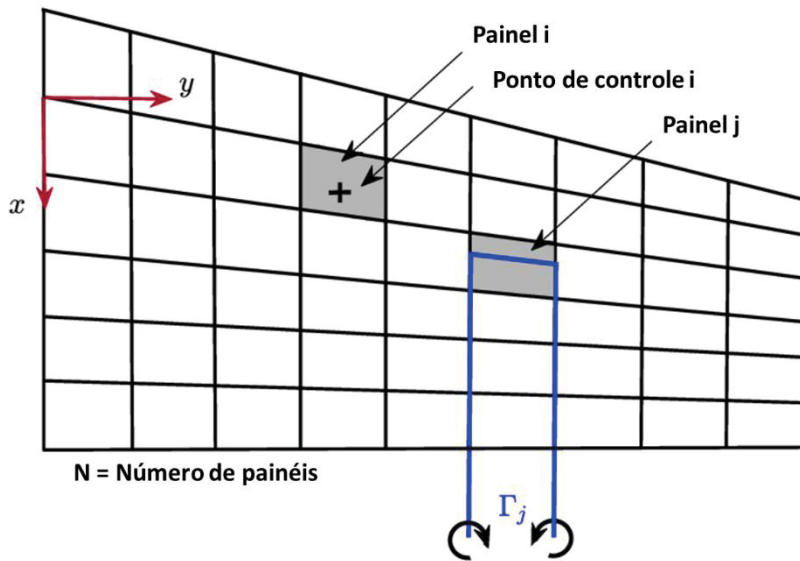


Figura 16 – Representação da segmentação das superfícies aerodinâmicas em painéis para aplicação do VLM.
Fonte: Adaptado de Bidar (2019).

O problema aerodinâmico resume-se à determinação das intensidades de circulação Γ_j para todos os N vórtices. A relação fundamental é estabelecida pela velocidade de perturbação induzida no ponto de controle i devido a todos os vórtices da malha:

$$V_{ind} = \sum_{j=1}^N w_{ij} \Gamma_j \quad (2.2)$$

Na equação 2.2, w_{ij} é o tensor de influência aerodinâmica que quantifica a velocidade induzida no ponto i pelo vórtice j .

A condição física de que o escoamento deve tangenciar a superfície da aeronave é imposta exigindo que a componente normal da velocidade total seja nula em cada ponto de controle. Considerando a velocidade da corrente livre V_∞ , esta condição de tangência é expressa por:

$$(V_\infty + V_{ind}, i)n_i = 0 \quad (2.3)$$

Partindo das equações 2.2 e 2.3 e rearranjando os termos, obtém-se um sistema linear de equações algébricas:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & \cdots & a_{1N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N1} & \cdots & a_{NN} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ \vdots \\ b_N \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Na equação 2.4, os coeficientes $a_{ij} = w_{ij}n_i$ representam a influência do vórtice j na normal ao painel i , e os termos $b_i = -V_\infty n_i$ incorporam o efeito da corrente livre.

Uma vez resolvido o sistema para o vetor Γ , as forças aerodinâmicas são calculadas. A força F_i atuante no segmento de vórtice ligado ao painel i é determinada pela aplicação do Teorema de Kutta-Joukowski, que relaciona a vorticidade com a força de sustentação atuando em cada painel, em sua forma vetorial:

$$F_i = \rho \Gamma_i (V_\infty + v_i) \times l_i \quad (2.5)$$

Na equação 2.5, ρ é a densidade do ar, v_i é a velocidade de perturbação no centro do vórtice ligado e l_i é o vetor que define este segmento. A integração das contribuições de todos os painéis fornece a força F e o momento M aerodinâmicos totais:

$$F = \sum_{i=1}^N F_i \quad (2.6)$$

$$M = \sum_{i=1}^N M_i \times r_i \quad (2.7)$$

Na equação 2.7, r_i é o vetor posição do centro do vórtice ligado do painel i . Para a condição de voo sem derrapagem ($\beta = 0$), as componentes de sustentação (L) e arrasto induzido (D_i) são extraídas da força total F através de uma rotação de eixos pelo ângulo de ataque α :

$$D_i = F_x \cos \alpha + F_z \sin \alpha \quad L = -F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha \quad (2.8)$$

O cálculo da força de sustentação ΔL_i no painel i é dada por:

$$\Delta L_i = \rho |U_\infty| \Gamma_i \Delta y_i \quad (2.9)$$

Na equação 2.9, Δy_i é o comprimento do vórtice ligado (*span* do painel). A força total de sustentação e o coeficiente correspondente (CL) são obtidos pela soma das contribuições de todos os painéis. O arrasto induzido, que é a componente da força paralela à corrente livre devido à inclinação do escoamento local, é calculado diretamente a partir das velocidades induzidas pelos vórtices livres. O coeficiente de arrasto induzido (CD_i) é dado por:

$$CD_i = \frac{CL^2}{\pi AR e} \quad (2.10)$$

Na equação 2.10, AR é o alongamento, ou razão de aspecto da asa e e é o fator de eficiência de Oswald, que pode ser estimado pelo próprio método.

O VLM prevê com precisão o arrasto induzido, inerentemente ligado à geração de sustentação. Contudo, sendo um método invíscido, não captura os efeitos do arrasto de atrito, os quais devem ser incorporados ao modelo por meio de correlações empíricas externas.

2.6 Dinâmica de Voo de Corpo Rígido

Para a modelagem dinâmica, a aeronave é considerada um corpo rígido, o que implica que a distância entre quaisquer dois pontos de sua massa permanece invariante no tempo. Esta premissa que desconsidera fenômenos elásticos da estrutura da aeronave simplifica consideravelmente as equações de movimento.

A determinação dos esforços aerodinâmicos atuantes na aeronave é fundamental para a dinâmica de voo. Esses esforços são calculados a partir dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais, estimados conforme descrito na seção 2.5. Uma vez calculados os coeficientes para um dado estado, as forças (F) e momentos (M) aerodinâmicos são calculados através da seguinte expressão:

$$F_{aero} = [D, L, Y] \quad (2.11)$$

$$M_{aero} = [l, m, n] \quad (2.12)$$

$$D = \bar{q} S C_D \quad (2.13)$$

$$L = \bar{q} S C_L \quad (2.14)$$

$$Y = \bar{q} S C_Y \quad (2.15)$$

$$l = b \bar{q} S C_l \quad (2.16)$$

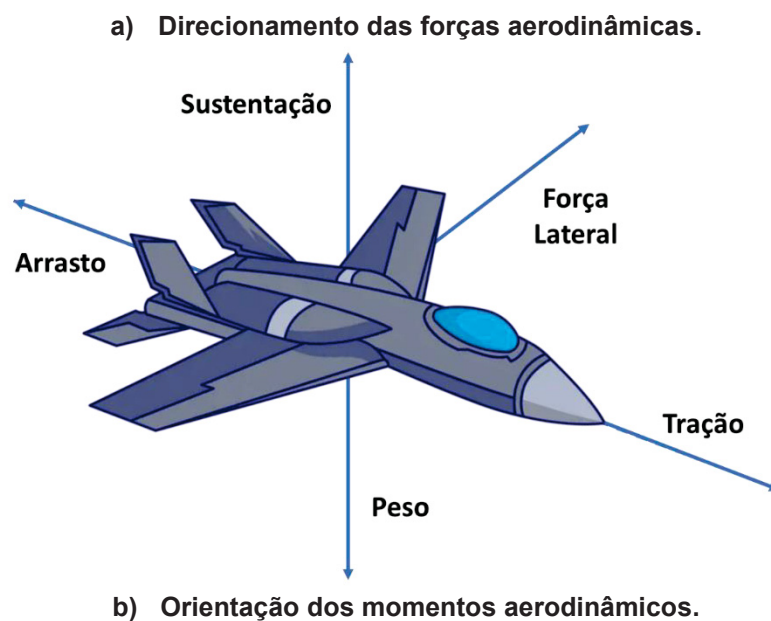
$$m = \bar{c} \bar{q} S C_m \quad (2.17)$$

$$n = b \bar{q} S C_n \quad (2.18)$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 \quad (2.19)$$

Nos equacionamentos de esforços aerodinâmicos, ρ é a massa específica do ar; V_a é a velocidade aerodinâmica; S é a área de asa de referência; b é a envergadura da asa; \bar{c} é a corda média aerodinâmica. Os vetores F_{aero} e M_{aero} resultantes são então utilizados no equacionamento de movimento de corpo rígido para o cálculo das acelerações lineares e angulares.

A Segunda Lei de Newton, que estabelece que a soma das forças externas é igual à derivada temporal do momento linear, é aplicada ao sistema. Para uma massa constante, isso se reduz a $\sum F = m a$, onde F são as forças (N), m é a massa (kg) e a é a aceleração (m/s^2). Essa relação é feita individualmente para cada eixo (longitudinal, lateral e vertical).



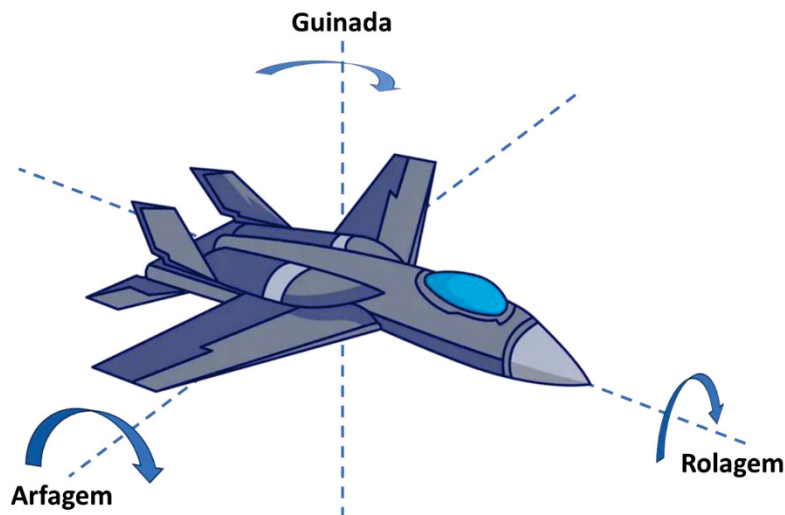


Figura 17 – Representação dos esforços atuantes durante o voo.
Fonte: O autor (2025).

No caso das movimentações de rotação, a relação utilizada é $\sum M = I \alpha$, onde M são os momentos em torno do centro de massa (Nm), I são os momentos de inércia ($kg.m^2$) e α são as acelerações angulares (rad/s^2). Novamente, essa relação é feita individualmente para cada eixo. Diferente do cálculo de acelerações lineares, que possui massa constante para todos os eixos, no caso dessa relação são considerados diferentes valores de momentos de inércia para cada eixo.

As forças externas que atuam sobre a aeronave são compostas pelas contribuições aerodinâmica, propulsiva e de atrito, quando há contato com o solo (Anderson, 1999). As componentes para cada eixo são detalhadas na Figura 16.

2.7 Sistema de Coordenadas e Transformações

A modelagem da dinâmica de voo e sua subsequente visualização exigem a representação de grandezas vetoriais (como posição, velocidade e forças) em diferentes sistemas de referência. Cada sistema é escolhido por conveniência matemática ou interpretação física. Este trabalho utiliza quatro sistemas de coordenadas principais, e as transformações entre eles são um componente crítico do ambiente de simulação (Stevens, 2003; Zifpel, 2007).

O sistema de coordenadas aerodinâmico é definido baseado no vetor velocidade relativa da aeronave com relação ao ar. Esse sistema possui origem no centro de gravidade da aeronave, com eixo X apontando na direção do vetor velocidade relativa; eixo Z situado no plano de simetria da aeronave, perpendicular ao eixo X e apontado para cima; e com eixo Y completando o sistema triedro direito, apontando para a asa direita. Este é o sistema natural para a definição e cálculo dos coeficientes aerodinâmicos. As forças de sustentação, arrasto e lateral são definidas em relação a estes eixos.

O sistema de coordenadas do corpo da aeronave é fixo à estrutura da aeronave e move-se junto dela. Possui origem também no centro de gravidade da aeronave, com eixo X longitudinal, apontando para o nariz da aeronave; eixo Y lateral, apontando para a asa direita; e eixo Z, normal ao plano XY, apontando para cima. Este é o sistema preferencial para a formulação das equações de movimento de 6 graus de liberdade, pois os momentos de inércia são constantes neste referencial. Além disso, é nesse sistema que as acelerações e velocidades angulares são naturalmente expressas.

O sistema de coordenadas do observador, ou sistema inercial, possui origem em um ponto fixo e arbitrário na superfície da terra (ex: ponto de início da corrida de decolagem), e tem eixo X apontado para o norte geográfico; Y apontado para o leste geográfico; e Z apontado para o centro da Terra. Este sistema é utilizado para descrever a trajetória translacional da aeronave. A posição e a velocidade de deslocamento da aeronave são calculadas e integradas neste sistema.

A Figura 18 ilustra a relação entre os diferentes sistemas de coordenadas.

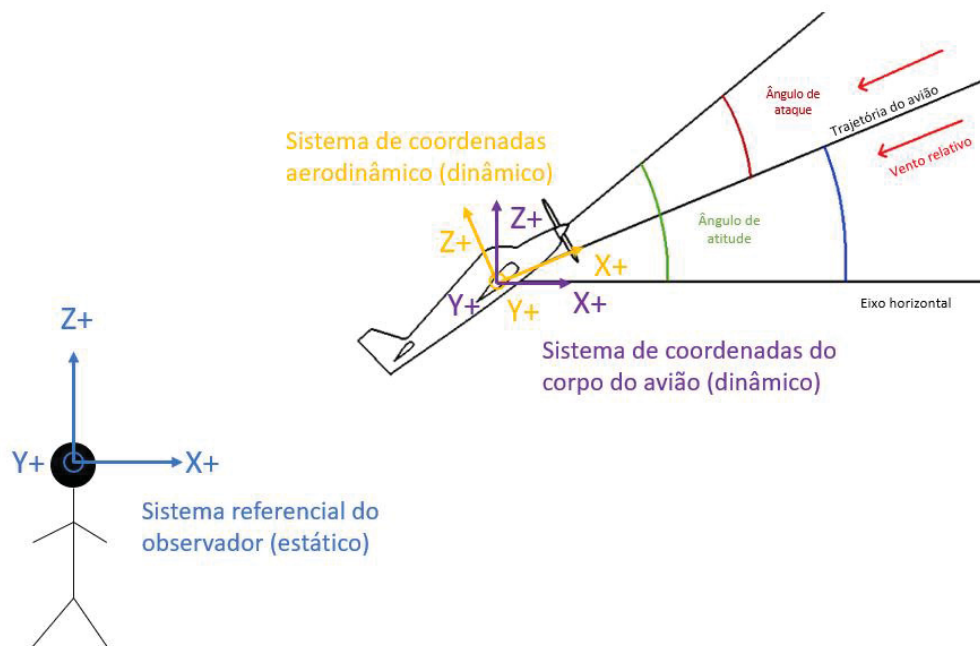


Figura 18 – Ilustração dos Sistemas de Coordenadas aerodinâmico, do corpo e do observador.
Fonte: Bonote (2024).

Por fim, é utilizado um sistema de coordenadas de posição geodésica, como o representado na Figura 19, baseado no sistema WGS84, que modela a Terra como um elipsoide de referência sendo o padrão para sistemas de posicionamento global e visualização em mapas. A posição é definida pela Latitude Geodésica, Longitude e Altitude Elipsoidal (NGA, 2014). Este sistema é utilizado para fornecer as coordenadas de posição no formato exigido pelo FlightGear para a correta renderização da aeronave em seu ambiente georreferenciado.

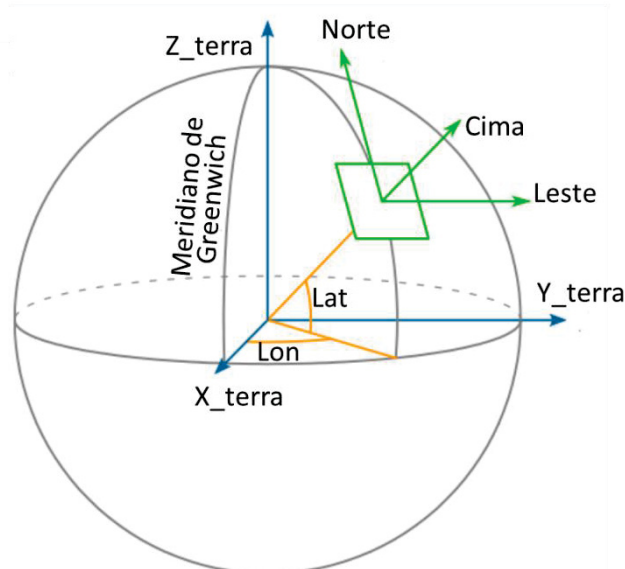


Figura 19 – Ilustração do Sistema de Coordenadas de Posição Geodésica.
Fonte: Adaptado de Wikimedia Commons (2010).

A Tabela 1 resume os diferentes sistemas de coordenadas e suas funções dentro do ambiente de simulação.

Tabela 1 – Resumo da aplicação dos sistemas de coordenadas.

Sistema de Coordenadas	Aerodinâmico	Corpo	Observador	Geodésico
Função	Cálculo dos esforços aerodinâmicos	Cálculo da atitude	Posicionamento com relação a ponto fixo no solo	Posicionamento em coordenadas geodésicas
Rotação / Posicionamento no eixo X	-	φ [°]	X_{norte} [m]	lat [°]
Rotação / Posicionamento no eixo Y	α [°]	θ [°]	X_{leste} [m]	lon [°]
Rotação / Posicionamento no eixo Z	β [°]	ψ [°]	X_{vertical} [m]	alt [m]

Por estar estimando parâmetros de referenciamento em diversos sistemas de coordenadas distintos, são exigidas algumas transformações entre esses sistemas dentro do ambiente de simulação. O fluxo de simulação requer a navegação contínua entre esses sistemas por meio de rotações e translações.

O fluxo de simulação requer a navegação contínua entre esses sistemas por meio de rotações e translações.

Inicialmente é feita uma transformação por uma rotação simples através do ângulo de ataque (α) e do ângulo de derrapagem (β). Esta transformação é essencial para converter as forças aerodinâmicas para o sistema do corpo, onde as equações de movimento são resolvidas.

Em seguida, é feita uma transformação pela matriz de rotação, que é função dos ângulos de Euler. Esta é a transformação cinemática crucial para obter a velocidade e posição no sistema inercial a partir das velocidades do corpo.

Por fim é feita uma transformação do sistema do observador para o sistema geodésico. Esta é a transformação mais complexa e envolve converter a posição retangular em relação à origem do sistema inercial para valores de coordenadas geodésicas absolutas. O algoritmo implementado segue as equações de transformação direta do sistema WGS84, que considera a curvatura e o achatamento da terra (NGA, 2014). Esta etapa é fundamental para a interface com o FlightGear.

O relacionamento entre os sistemas e o fluxo de transformação de dados está sumarizado na Figura 20.

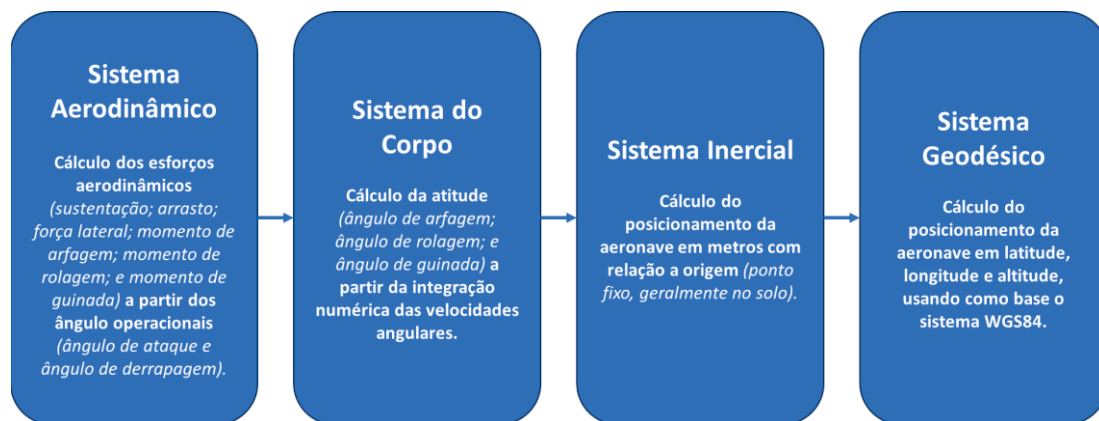


Figura 20 – Fluxo de transformações entre sistemas de coordenadas.
Fonte: O autor (2025).

2.8 Integração Numérica

A integração numérica constitui uma família de algoritmos computacionais fundamentais para aproximar soluções de equações diferenciais e calcular valores integrais quando as soluções analíticas são complexas ou inexistentes.

Em simulação de sistemas dinâmicos, esses métodos permitem determinar a evolução temporal de variáveis de estado a partir de suas derivadas, sendo essenciais para modelagem matemática de fenômenos físicos, sistemas de controle e processos dinâmicos em geral (Chapra; Canale, 2015).

Os métodos de integração numérica classificam-se principalmente em:

- Métodos Explícitos: Utilizam valores conhecidos para calcular novos estados (Euler, Runge-Kutta);
- Métodos Implícitos: Requerem solução de equações envolvendo estados futuro (ex: Euler inverso, Trapezoidal);
- Métodos de Passo Fixo x Passo Variável: Diferenciam-se pela adaptabilidade do intervalo de integração.

A escolha do método adequado depende criticamente de requisitos de precisão, estabilidade numérica, eficiência computacional e características do sistema simulado (Press *et al.*, 2007).

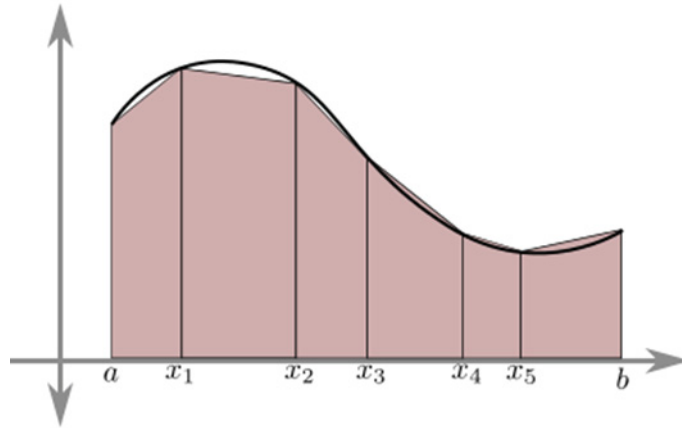
O bloco integrador é um componente fundamental do Simulink que realiza a integração numérica do sinal de entrada em relação ao tempo. Ele calcula a integral do sinal aplicado em sua entrada, sendo amplamente utilizado em modelagem de sistemas dinâmicos e controle (Mathworks, 2023).

O bloco implementa a equação integral discreta, conforme equação abaixo:

$$\int_a^b f(x) dx \approx \sum_{n=0}^{N-1} (f_n + f_{n+1}) (\Delta x) \quad (2.20)$$

As condições iniciais para o caso deste simulador (estado inicial da aeronave) são especificadas nos comandos de inicialização do Simulink, juntamente com os valores de latitude, longitude e altitude inicial (Mathworks, 2023).

A Figura 21 exemplifica a aproximação das iterações de uma integração numérica pela regra do trapézio.



**Figura 21 – Exemplos de integração numérica usando a regra do trapézio.
Fonte: Sharma (2025).**

3. METODOLOGIA E IMPLEMENTAÇÃO DO AMBIENTE DE SIMULAÇÃO

3.1 Arquitetura Geral do Sistema

O ambiente de simulação desenvolvido foi concebido como um sistema integrado que combina a flexibilidade de programação do Matlab, a potência de modelagem dinâmica do Simulink e a capacidade de visualização em tempo real do FlightGear.

O fluxo operacional para o usuário segue uma sequência lógica e padronizada:

1. Configuração: No ambiente Matlab, o usuário executa um *script* de configuração (`config_aircraft.m`), onde define todos os parâmetros da aeronave (geometria e posicionamento das superfícies aerodinâmicas e superfícies de controle; massas; momentos de inércia; perfis aerodinâmicos; posição do centro de massa; posição e curva de tração dos motores; e densidade e viscosidade cinemática do ar);
2. Pré-processamento aerodinâmico: Baseando-se na geometria definida, o Matlab gera automaticamente um arquivo de entrada no formato *avl*. Em seguida, um *script* Matlab dedicado (`calcula_coef.m`), é executado, orquestrando 2500 condições diferentes para estimar os coeficientes aerodinâmicos dentro do AVL (Athena Vortex Lattice). Cada execução calcula os seis coeficientes aerodinâmicos de interesse (CL , CD , CY , CI , Cm , Cn) para cada combinação única dos parâmetros de voo e controle (ângulo de ataque, derrapagem e deflexões do profundor, leme e ailerons). Os resultados são armazenados em um banco de dados multidimensional (matriz com 5 dimensões para cada coeficiente), pronto para interpolação durante a simulação;
3. Inicialização da visualização: O usuário abre manualmente um arquivo batch (`run_flightgear.bat`), que inicia uma instância do FlightGear pré configurada com a aeronave e o cenário conforme

definição no Matlab/Simulink, aguardando receber os dados via protocolo UDP;

4. Simulação Dinâmica: Por fim, o usuário abre o arquivo Simulador.slx no Simulink e inicia a simulação. O modelo carrega a configuração e o banco de dados aerodinâmico, e inicia o ciclo de cálculo em tempo real.

O fluxograma do sistema, detalhado na seção 3.4, é composto por módulos interconectados que operam em três fases principais: configuração/pré-processamento, simulação em tempo real e visualização/armazenamento dos dados de voo.

3.2 Módulo de Definição da Aeronave e do Ambiente

A configuração do veículo e do cenário de simulação é realizada por meio de uma função Matlab personalizada, denominada `config_aircraft.m`. Esta função atua como o painel de controle central para a definição de todos os parâmetros do sistema. Sua execução é automatizada e integrada ao fluxo de simulação através das funções de inicialização nas propriedades do modelo, garantindo que todas as variáveis estejam devidamente carregadas no *workspace* antes do início da simulação dinâmica.

A função `config_aircraft.m` é estruturada para retornar um vetor de saída, onde cada posição corresponde a um parâmetro específico da aeronave ou do ambiente. Para customizar a simulação, o usuário deve editar diretamente os valores atribuídos dentro do corpo desta função. O trabalho oferece uma configuração padrão robusta, baseada na documentação do RCAM do grupo GARTEUR, um modelo de referência amplamente reconhecido na academia que se assemelha a uma aeronave Boeing 757-200 (Garteur, 1997), mostrada na Figura 22.



**Figura 22 – Boeing 757-200 (Aeronave Padrão – RCAM).
Fonte: Mantis Services Internacional (2025).**

Os parâmetros configuráveis podem ser categorizados da seguinte forma:

- Geometria Aerodinâmica: Para cada superfície aerodinâmica (asa principal, empenagem horizontal e vertical), o usuário define a localização relativa ao centro de gravidade, o número de seções, e as coordenadas (x, y, z) do bordo de ataque e o valor de corda para o início e o fim de cada seção. Adicionalmente, especifica-se o arquivo de perfil aerodinâmico (formato .dat) para cada seção;
- Propriedades de Massa e Inércia: São definidas a massa total da aeronave, os momentos de inércia (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) e os produtos de inércia (I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}) , bem como a posição tridimensional do centro de massa;
- Grupo Motopropulsor: A modelagem da propulsão inclui a posição do motor e uma curva de tração, representada por um polinômio de segundo grau que relaciona a força de empuxo com a velocidade de voo, permitindo simular a queda de tração conforme aumento da velocidade;
- Condições Iniciais de Voo: O estado inicial da aeronave é completamente especificado, incluindo posição geodésica (latitude, longitude e altitude), velocidades lineares e angulares, e altitude (ângulos de Euler).

- Condições Atmosféricas: Massa específica e viscosidade cinemática do ar são configurados para estabelecer o ambiente no qual a simulação ocorre.

Um dos aspectos mais significativos desta abordagem é a geração automática do arquivo de entrada para o AVL. Com base nos parâmetros geométricos fornecidos na função `config_aircraft.m`, um script dedicado é executado para criar um arquivo no formato `.avl`, contendo a descrição precisa da geometria da aeronave para leitura no AVL. Este processo elimina a necessidade de o usuário editar manualmente arquivos complexos do AVL, tornando o sistema consideravelmente mais acessível e robusto contra erros de formatação.

Após a execução da função `config_aircraft.m`, todas as variáveis de configuração ficam disponíveis no *workspace* base do Matlab. Os blocos do modelo Simulink que necessitam acessar esses dados (como o bloco da função de derivadas de estado) realizam essa comunicação por meio do comando `evalin('base', 'nome_da_variavel')`. Esta estratégia permite que os parâmetros de configuração sejam lidos diretamente do *workspace*, funcionando como constantes globais acessíveis por toda a arquitetura de simulação sem a necessidade de complexas rotas de sinalização entre os blocos.

3.3 Módulo de Geração do Banco de Dados Aerodinâmico

O núcleo da metodologia de pré processamento reside na automação completa da geração do banco de dados aerodinâmico, tarefa executada pela função `calcula_coef.m`. Esta função é chamada automaticamente pela rotina de inicialização do modelo Simulink (`InitFcn`) logo após a definição dos parâmetros da aeronave, assegurando que o banco de dados esteja sempre atualizado com a configuração geométrica corrente.

a) Arquivo .avl com a geometria da aeronave.

```
Aircraft-Test AVL
0.0
0 0 0.0 Mach
12.2 1.2 10.4 iYsym iZsym Zsym
0.300 0.0 0.1 Sref Cref Bref
# Xref Yref Zref
#
#
# SURFACE
Main Wing
9 1.0 16 -1.8 ! Nchord Cspace Nspan Sspace
YDUPLICATE
0.00000
ANGLE
1.50000
TRANSLATE
0.00000 0.00000 0.00000
#
SECTION
0.00000 0.00000 0.00000 1.50000 2
0.30
AFIL
naca2412.dat
#
SECTION
0.20000 2.60000 0.15000 1.20000 1
6 -1.50
AFIL
naca2412.dat
CONTROL
aileron 1.0 0.8 0.0 1.0 0.0 -1.0
#
SECTION
```

b) Arquivo .txt com os comandos do AVL.

```
LOAD test.avl
OPER
D1
D1
-20
D2
D2
-20
D3
D3
-20
B
B
-20
A
A
-10
x
A
A
0
x
A
A
10
```

c) Leitura e armazenamento do texto de saída do AVL.

```
# Surfaces = 5
# Strips = 66
# Vortices = 516

Sref = 12.200 Cref = 1.2000 Bref =
Xref = 0.30000 Yref = 0.0000 Zref = 0

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: -unnamed-

Alpha = 0.00000 pb/2V = -0.00000 p'b/2V
Beta = 0.00000 qc/2V = 0.00000
Mach = 0.000 rb/2V = -0.00000 r'b/2V

CXtot = -0.00200 Cltot = 0.00000 Cl'tot
CYtot = -0.00000 Cmtot = -0.01066
CZtot = -0.23187 Cntot = 0.00000 Cn'tot

CLtot = 0.23187
CDtot = 0.00200
CDvis = 0.00000 CDind = 0.0020006
CLff = 0.23174 CDff = 0.0019256 | Tref
CYff = -0.00000 e = 1.0013 | Plane

aileron = 0.00000
elevator = 0.00000
rudder = 0.00000
```

d) Verificação da qualidade de dados.

```
if continuidade_coeficientes==1
    fprintf('✅ Sucesso na verificação dos coeficientes!\n')
else
    fprintf('❌ Coeficientes com descontinuidades ou aberrações!\n')
    fprintf('Saída: %s\n', tipo_falha);
end
```

Field	Value	Size	Class
CL	5-D double	5-D	double
CD	5-D double	5-D	double
CY	5-D double	5-D	double
CM	5-D double	5-D	double
CI	5-D double	5-D	double
Cn	5-D double	5-D	double

Figura 23 – Exemplos de arquivos envolvidos na estimativa e armazenamento de coeficientes aerodinâmicos.

Fonte: O autor (2025).

O processo, ilustrado de forma esquemática na Figura 23, pode ser decomposto em quatro etapas principais.

1. Geração da Geometria no Formato AVL: A função `calcula_coef.m` inicia gerando o arquivo de geometria no formato de texto “.avl” exigido pelo software. Este arquivo é criado com base nos

parâmetros geométricos definidos na função `config_aeronave.m` e salvo no diretório de trabalho do projeto, onde o executável do AVL também está localizado. Esta etapa elimina a necessidade de intervenção manual do usuário, garantindo fidelidade e reprodutibilidade;

2. Automação da Execução e Comunicação com o AVL: A interação com o *software* AVL é realizada por meio de uma sequência de comandos automatizada. Utilizando a função `system()` no Matlab, o executável do AVL é iniciado em modo de linha de comando. Para controlar o fluxo de análise, é construída uma variável do tipo *cell array*, onde cada linha contém um comando específico em forma de texto a ser enviado para a entrada padrão (stdin) do processo AVL. Estes comandos são enviados sequencialmente usando a função `fprintf()`, e incluem operações como carregar o arquivo de geometria “.avl” recém gerado, definir o caso de análise, executar a análise para uma combinação específica dos parâmetros das condições de contorno, e repetir a execução para as 2500 combinações que formam a malha paramétrica;
3. Parseamento e Estruturação dos Dados Aerodinâmicos: A saída textual completa do AVL é lida e armazenada pelo Matlab. Para extrair os coeficientes aerodinâmicos desta saída, implementou-se um algoritmo de parseamento baseado em identificadores textuais. O algoritmo busca por strings conhecidas, como “CLtot = “, “CDtot = “, “CYtot = “, entre outros, que precedem os valores numéricos dos coeficientes de interesse. Considerando a ordem predefinida da varredura paramétrica, cada valor é associado à sua combinação específica de α , β , δp , δa e δl . Os valores textuais são então convertidos para o formato numérico e organizados em seis matrizes de cinco dimensões (5D), uma para cada coeficiente (CL , CD , CY , Cl , Cm e Cn), onde cada dimensão corresponde a uma das variáveis de entrada do AVL.
4. Verificação de Qualidade e Disponibilização dos Dados: Uma vez calculadas, as matrizes 5D são submetidas a uma rotina de verificação de consistência. Esta rotina analisa a suavidade e a

linearidade esperada na variação dos coeficientes ao longo de cada dimensão. Caso sejam detectadas descontinuidades ou valores aberrantes que possam indicar problemas de convergência do AVL para uma combinação específica, o sistema emite um alerta na *Command Window* do Matlab, informando ao usuário a combinação de parâmetros suspeita para uma verificação manual. Esta funcionalidade fornece um *feedback* valioso sobre a qualidade do modelo aerodinâmico gerado. Por fim, as seis matrizes do banco de dados são disponibilizadas no *workspace* base do Matlab, prontas para serem acessadas pelo modelo Simulink durante a simulação em tempo real através do comando *evalin*, conforme detalhado na seção 3.2.

3.4 Modelo de Dinâmica de Voo no Simulink

O núcleo dinâmico do ambiente de simulação é implementado em um modelo de Simulink, que encapsula as equações de movimento de seis graus de liberdade em um laço de realimentação contínuo. A arquitetura do modelo, ilustrada de forma simplificada na Figura 24, é composta por uma cadeia sequencial de seis blocos funcionais principais, que opera em conjunto para calcular a trajetória da aeronave a partir dos comandos do piloto. Todas as funções de Matlab são executadas a partir de um bloco do tipo *Interpreted MATLAB Function*.

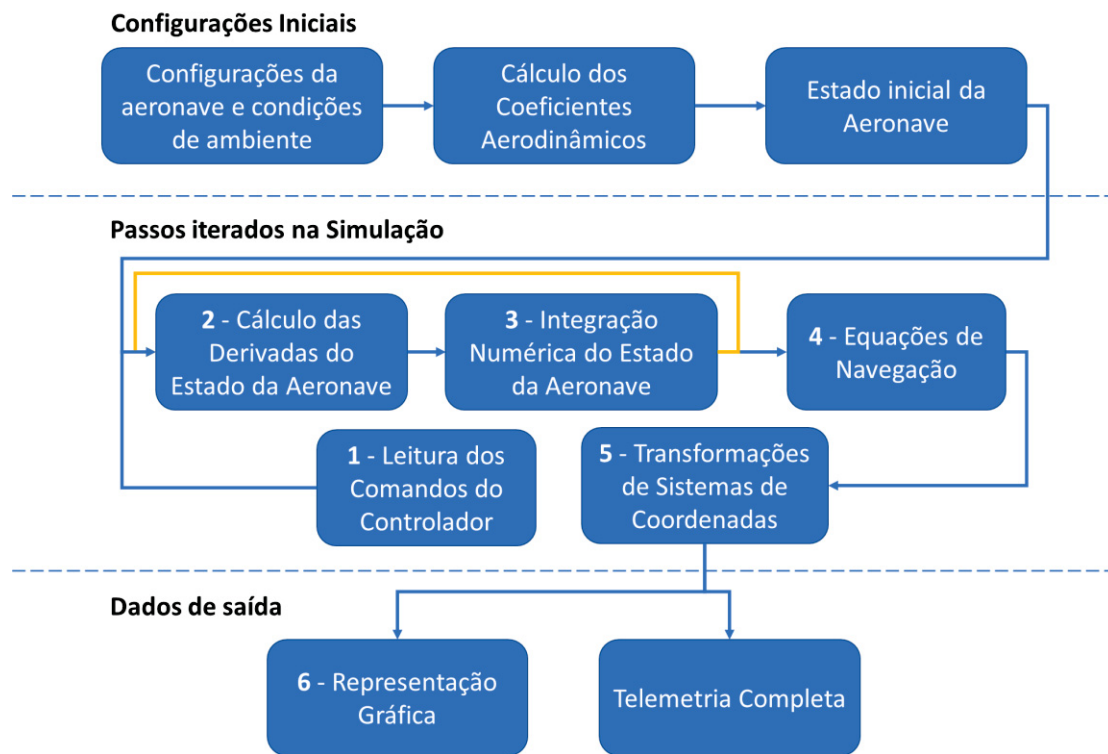


Figura 24 – Fluxograma simplificado de blocos da simulação.
 Fonte: O autor (2025).

As subseções seguintes descrevem a função de cada bloco dentro do modelo.

A Figura 25 mostra o exato modelo desenvolvido em Simulink para executar a simulação.

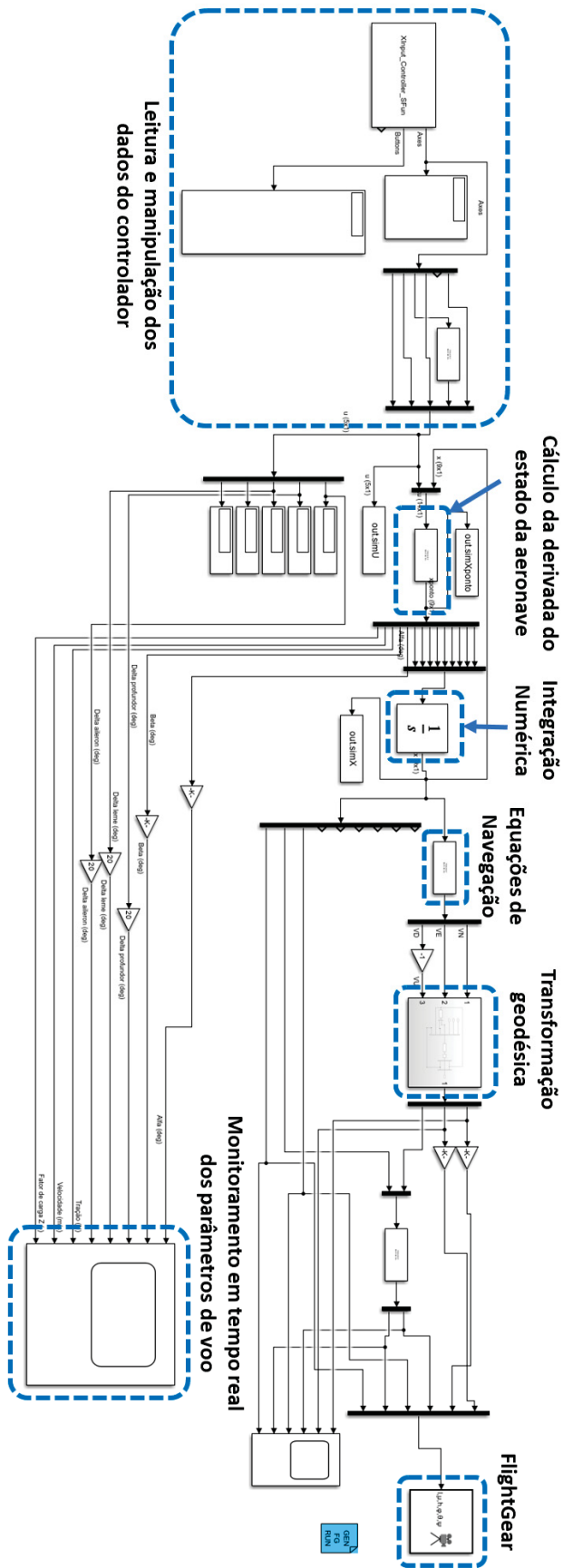


Figura 25 – Modelo desenvolvido em Simulink para executar a simulação.
 Fonte: O autor (2025).

3.4.1 Bloco 1: Leitura do *Joystick*

Este bloco é responsável por interfacear com o *hardware* de entrada do piloto. Ele lê sinais analógicos do *joystick*, normaliza-os e os condiciona, produzindo um vetor de comandos contendo deflexão do profundor (δp); deflexão dos ailerons (δa); deflexão do leme (δl); tração do motor esquerdo ($P1$); e tração do motor direito ($P2$).

3.4.2 Bloco 2: Função das Derivadas de Estado

Este é o bloco computacionalmente mais intensivo do modelo. Suas entradas são o vetor de estado atual, composto por velocidade longitudinal (u); velocidade lateral (v); velocidade vertical (w); velocidade angular de rolagem (p); velocidade angular de arfagem (q); velocidade angular de guinada (r); ângulo de rolagem (φ); ângulo de arfagem (θ); e ângulo de guinada (ψ), e o vetor de comandos do *joystick*.

Dentro desta função, ocorrem os seguintes processos-chave:

- Cálculo de Ângulos Aerodinâmicos: O ângulo de ataque (α) e o ângulo de derrapagem (β) são calculados em tempo real a partir das velocidades aerodinâmicas:

$$\alpha = \text{atan}\left(\frac{w}{u}\right); \beta = \text{asin}\left(\frac{v}{V_{aero}}\right); \quad (3.1)$$

- Interpolação dos Coeficientes Aerodinâmicos: Utilizando α e β , e as deflexões de controle, uma função de interpolação é utilizada para consultar as matrizes 5D do banco de dados e recuperar os seis coeficientes aerodinâmicos instantâneos (C_L , C_D , C_Y , C_l , C_m e C_n);
- Cálculo de Forças e Momentos: As forças e momentos aerodinâmicos são calculados a partir dos coeficientes interpolados e das condições de voo. A força de tração de cada motor é calculada com base em uma curva de desempenho (polinômio de

segundo grau) em função da velocidade longitudinal u , multiplicada pelo comando de potência correspondente;

- Cálculo das Acelerações: Aplicando as equações de movimento de corpo rígido (Seção 2.1), as forças e momentos totais são convertidos nas derivadas temporais do estado, resultando no vetor de saída $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\Psi})$.

3.4.3 Bloco 3: Integração Numérica

O vetor de derivadas de estado é alimentado em um bloco Integrator configurado com o método ode4 (Runge-Kutta de 4ª ordem) de passo fixo. Este bloco é responsável por realizar a integração numérica que avança o estado da aeronave no tempo. As condições iniciais para este integrados são definidas pelo script de inicialização do modelo, carregando os valores configurados em `config_aircraft.m`.

3.4.4 Bloco 4: Equações de Navegação

Este bloco é responsável pela cinemática translacional. Ele recebe as velocidades aerodinâmicas e os ângulos de atitude. Aplicando a matriz de rotação L_{bi} , a função desse bloco transforma essas velocidades para o sistema inercial local, produzindo as velocidades de deslocamento $(V_{norte}, V_{leste}, V_{vertical})$.

3.4.5 Bloco 5: Transformação Geodésica

Este bloco converte a posição e velocidade no sistema inercial para o sistema de coordenadas geodésicas WGS84. A função desse bloco integra as velocidades $(V_{norte}, V_{leste}, V_{vertical})$ para obter o deslocamento para norte, leste e vertical para cima em relação ao ponto de origem e, em seguida, aplica o

algoritmo de transformação direta de coordenadas para calcular a posição absoluta em latitude, longitude e altitude da aeronave.

3.4.6 Bloco 6: Interface com o FlightGear

O bloco final da cadeia é o bloco nativo do Matlab *FlightGear Preconfigured 6DoF Animation*, do conjunto *Aerospace Blockset*. A função deste bloco recebe o estado completo da aeronave – posição geodésica (lat, lon, alt) e atitude (φ, θ, ψ) – e os encapsula em pacotes de dados que são enviados via protocolo UDP para uma instância em execução no FlightGear, atualizando a visualização em tempo real.

3.5 Módulo de Transformação de Coordenadas

A correta visualização da trajetória da aeronave no globo virtual do FlightGear exige a conversão contínua e precisa da posição do sistema de coordenadas inercial local para o sistema de coordenadas geodésicas absolutas, conforme sistema WGS84. Esse módulo, implementado no Bloco 5 do modelo Simulink, é responsável por essa transformação crítica, indo além de uma simples aproximação plana para considerar a curvatura e achatamento da Terra.

A transformação implementada é do tipo projeção direta (*forward*). Parte-se de uma posição de origem geodésica conhecida $P_{inicial} = [lat_{inicial}, lon_{inicial}, alt_{inicial}]$ e do deslocamento da aeronave em relação a essa origem, expresso no sistema inercial como $[X_{norte}, X_{leste}, X_{cima}]$. O objetivo é calcular a nova posição geodésica absoluta da aeronave $P = [lat, lon, alt]$.

Para realizar este cálculo com rigor geodésico, são utilizados os parâmetros oficiais do elipsoide WGS84 – Semieixo maior (a): 6.378.137 m; e Achatamento (f): 1/298.257223563 (NGA, 2014).

A Figura 26 ilustra a geometria terrestre conforme o sistema WGS84.

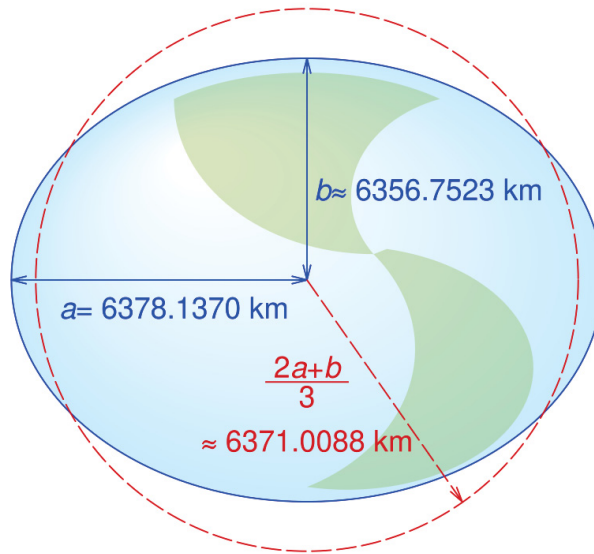


Figura 26 – Representação terrestre conforme Sistema WGS84.
Fonte: Wikipedia (2017).

O algoritmo implementado usa expressões baseadas nos raios de curvatura da Terra e calcula as taxas de variação (derivadas) da latitude, longitude e altitude com base na posição atual e velocidades no sistema inercial, integrando-as subsequentemente.

Os raios de curvatura principais, Meridiano (M) e Primeiro Vertical (N), são calculados em função da latitude atual da aeronave, conforme expressões abaixo.

$$M = \frac{a * (1 - e^2)}{(1 - e^2 * \sin^2(lat))^{\frac{3}{2}}}; N = \frac{a}{(1 - e^2 * \sin^2(phi))^{\frac{1}{2}}}; \quad (3.2)$$

Com estes raios, as derivadas temporais das coordenadas geodésicas são dadas por:

$$\dot{lat} = \frac{V_{norte}}{M + h}; \dot{lon} = \frac{V_{leste}}{(N + h) * \cos(lat)}; \dot{alt} = -V_{baixo} \quad (3.3)$$

Nessas expressões, as velocidades lineares da aeronave no sistema inercial são as fornecidas pelo bloco de Equações de Navegação. Estas derivadas então integradas numericamente pelo próprio solver do Simulink ao

longo da simulação, produzindo a trajetória contínua em coordenadas geodésicas [*lat, lon, alt*].

Esta abordagem é computacionalmente eficiente, garantindo que o cálculo não comprometa o desempenho em tempo real da simulação. A posição inicial é configurada nas funções de inicialização. É importante notar que a posição definida no arquivo batch do FlightGear é utilizada somente na primeira iteração e a partir desse frame inicial, a posição visualizada no FlightGear é inteiramente governada pelos resultados dinâmicos do modelo, atualizados a cada passo de integração via protocolo UDP.

3.6 Integração com o FlightGear

A etapa final do ambiente de simulação é a visualização em tempo real da trajetória e das atitudes da aeronave, tarefa realizada pela integração com o *software* de código aberto FlightGear. Esta interface proporciona um *feedback* visual imersivo que é crucial tanto para a avaliação qualitativa do comportamento da aeronave quanto para o treinamento de pilotos.

A integração é implementada por meio do bloco *FlightGear Preconfigured 6DoF Animation*, pertencente ao *Aerospace Blockset* do Simulink. Este bloco atua como um cliente que envia pacotes de dados via protocolo de rede UDP para uma instância do FlightGear configurada como servidor.

Antes de iniciar a simulação, o usuário deve iniciar manualmente o FlightGear através de um arquivo *batch* (*run_flightgear.bat*). Este arquivo contém os parâmetros de linha de comando que iniciam o FlightGear com a aeronave, o cenário e, criticamente, a configuração de rede correta (endereço IP e porta) para receber os dados externos.

O bloco do FlightGear no Simulink recebe como entradas um conjunto abrangente de ariáveis de estado da aeronave, calculadas pelos blocos anteriores. Estas incluem:

- Posição geodésica: [*Lat, Lon, Alt*];
- Atitude: [*Ângulo de Rolamento (ϕ), Ângulo de Arfagem (θ), Ângulo de Guinada (Ψ)*]

A cada passo de simulação do modelo no Simulink, o bloco formata esses dados em um pacote específico e o envia para o endereço de rede configurado. O FlightGear, ao receber o pacote, atualiza instantaneamente a posição, orientação e movimento do modelo da aeronave em seu mundo virtual, resultando em uma animação fluida e sincronizada com a solução numérica das equações de dinâmica de voo.

Esta arquitetura de comunicação desacoplada, baseada em UDP, garante que o núcleo de simulação (Simulink) e o módulo de visualização (FlightGear) possam ser executados e, se necessário, depurados, como processos independentes, aumentando a robustez e a flexibilidade do ambiente de simulação como um todo.

4. VALIDAÇÃO, RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 Estratégia de Validação

Para assegurar a confiabilidade e a precisão do ambiente de simulação desenvolvido, uma estratégia de validação abrangente e de múltiplas camadas foi elaborada. Esta estratégia visa verificar a correção do modelo aerodinâmico constitutivo e a fidelidade da resposta dinâmica integrada do sistema como um todo, descrita a seguir.

4.2 Validação do Modelo Aerodinâmico

Considerando que o foco desta pesquisa é o desenvolvimento e a integração de um ambiente de simulação, e não a validação fundamental do método VLM em si, a estratégia de validação do modelo aerodinâmico foi desenhada para verificar se a implementação e automação do VLM no presente trabalho produzem resultados consistentes com aqueles reportados na literatura especializada.

Para isso, adotou-se como referência o estudo comparativo de Couto (2020), intitulado “Estudo comparativo entre o método Vortex Lattice e análise CFD para a obtenção de carregamentos aerodinâmicos”. Este trabalho realizou uma análise detalhada, confrontando os resultados do software XFLR5 (que também implementa o método VLM) e simulações de CFD, com valores obtidos através de ensaios em túnel de vento para uma aeronave da competição Aerodesign. A Figura 27 representa a superfície utilizada para comparação entre os métodos.

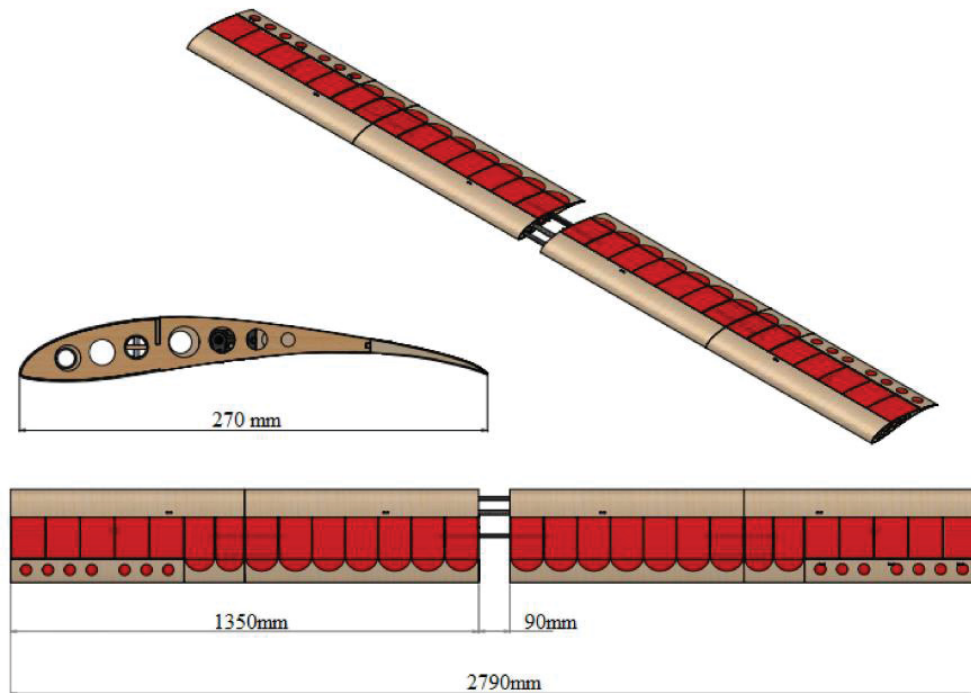


Figura 27 – Representação da superfície avaliada aerodinamicamente.
Fonte: Couto (2020).

Os resultados do estudo de Couto (2020) comprovam a eficácia do VLM na obtenção de coeficientes aerodinâmicos de sustentação e momento, que são as variáveis primordiais para a análise de estabilidade e controle realizada pelo simulador desenvolvido. Ademais, o estudo corrobora as limitações conhecidas do método, em particular sua subestimação do arrasto parasita, que é compensada pela agilidade e praticidade da ferramenta. O autor conclui que o VLM tem aplicação satisfatória nas etapas iniciais de projeto e em análises que demandam rapidez, como as necessárias em um ambiente de desenvolvimento ágil, cenário perfeitamente alinhado com os objetivos da ferramenta proposta neste trabalho. A Tabela 2 mostra comparativamente os resultados obtidos através dos diferentes métodos.

**Tabela 2– Comparação de coeficientes aerodinâmicos obtidos por diferentes meios
Fonte: Couto (2020)**

a) Comparação de resultados experimentais (túnel de vento) com valores estimados por VLM e estimados por CFD.

Reynolds 300.000 (15 m/s)						
α	C_L			C_D		
	Túnel de Vento	OpenFoam	XFLR5	Túnel de Vento	OpenFoam	XFLR5
0°	0,4474	0,4787	0,5850	0,1350	0,1175	0,0940
3°	0,6880	0,6742	0,7000	0,1626	0,1431	0,1150
6°	0,7277	0,7568	0,8100	0,1763	0,1658	0,1430
9°	0,9985	0,9486	0,9130	0,2561	0,2100	0,1750
12°	1,1679	1,0511	1,0100	0,2652	0,2440	0,2120

b) Comparação detalhada entre VLM executado pelo XFLR5 e CFD executado pelo OpenFoam.

Reynolds	Alpha	C_L		C_D	
		XFLR5	OpenFoam	XFLR5	OpenFoam
150.000	0,0	0,8534	0,8289	0,0418	0,0541
	1,5	0,9791	0,9949	0,0500	0,0644
	3,0	1,1037	1,1719	0,0594	0,0801
	4,5	1,2271	1,2522	0,0700	0,0861
	6,0	1,3489	1,3340	0,0813	0,0953
	7,5	1,4692	1,4912	0,0938	0,1131
	9,0	1,5877	1,5588	0,1100	0,1268
200.000	0,0	0,8534	0,8510	0,0398	0,0467
	1,5	0,9791	1,0169	0,0479	0,0570
	3,0	1,1037	1,2029	0,0572	0,0720
	4,5	1,2271	1,2761	0,0675	0,0789
	6,0	1,3489	1,3602	0,0786	0,0879
	7,5	1,4692	1,5207	0,0909	0,1056
	9,0	1,5877	1,5825	0,1055	0,1184
250.000	0,0	0,8534	0,8633	0,0388	0,0492
	1,5	0,9791	1,0335	0,0469	0,0601
	3,0	1,1037	1,2212	0,0561	0,0774
	4,5	1,2271	1,2944	0,0664	0,0825
	6,0	1,3489	1,3770	0,0775	0,0921
	7,5	1,4692	1,5384	0,0897	0,1106
	9,0	1,5877	1,6065	0,1045	0,1247

Desta forma, a correta operação do módulo aerodinâmico é indiretamente validada pela concordância entre as capacidades e limitações reportadas na literatura para o método VLM e o desempenho observado no ambiente desenvolvido. Esta abordagem assegura que o modelo aerodinâmico integrado à ferramenta se comporta conforme o esperado para o seu propósito de projeto conceitual e preliminar.

4.3 Validação da Resposta Dinâmica

A validação do comportamento dinâmico global da ferramenta foi efetuada mediante a comparação direta com dados de ensaios de voo de uma aeronave real. Para este fim, utilizou-se a aeronave Cub Crafters CC11-100 Sport Cub S2, em escala reduzida de 26%, para a qual se tem acesso a dados de voo instrumentado, a partir do trabalho de Dantsker e Mancuso (2019).

A aeronave em escala é representada na Figura 28.



**Figura 28 – Representação terrestre conforme Sistema WGS84.
Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).**

A validação foi executada conforme descrito abaixo.

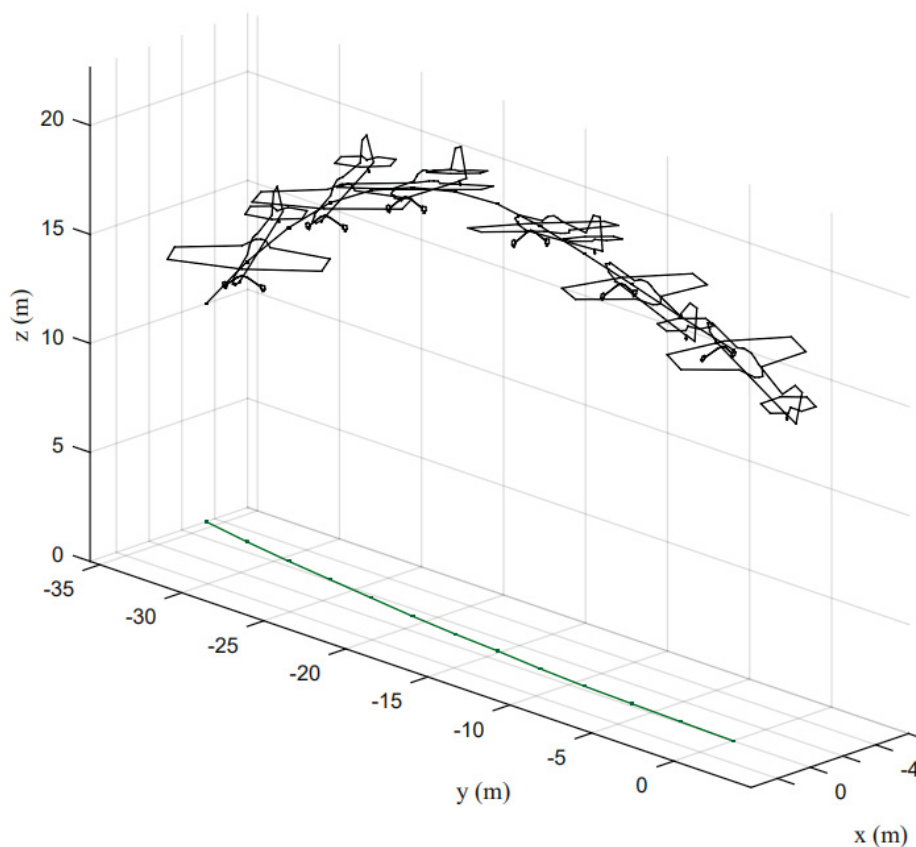
- Metodologia: As condições de massa, inércia e geometria da aeronave em escala foram replicadas no ambiente de simulação. Manobras padrão foram executadas tanto no veículo real quanto no simulador, incluindo respostas a entradas de degrau nos comandos de profundor, ailerons e leme, bem como a caracterização do modo *phugoid*.
- Avaliação: A resposta temporal dos parâmetros de voo (velocidades angulares, ângulos de atitude, velocidade linear, ângulos de ataque e deflexão das superfícies de comando) obtidos na simulação foi sobreposta aos dados registrados durante o

ensaio em voo. A concordância entre as curvas foi analisada qualitativamente, considerando as inevitáveis diferenças entre o modelo simplificado e a complexidade do sistema real.

Para a validação da resposta dinâmica integrada, replicou-se no ambiente de simulação a aeronave Cub Crafters CC11-100 em escala 26%. A geometria aerodinâmica foi modelada a partir de documentos dos responsáveis pela fabricação da aeronave, (Dantsker; Mancuso, 2019) em escala reduzida para gerar o arquivo em formato avl. As entradas de controle (deflexões de profundor, ailerons e leme) registradas durante os ensaios foram utilizadas como entradas diretamente no modelo de simulação, garantindo que a comparação entre a resposta real e a simulada partisse das mesmas excitações.

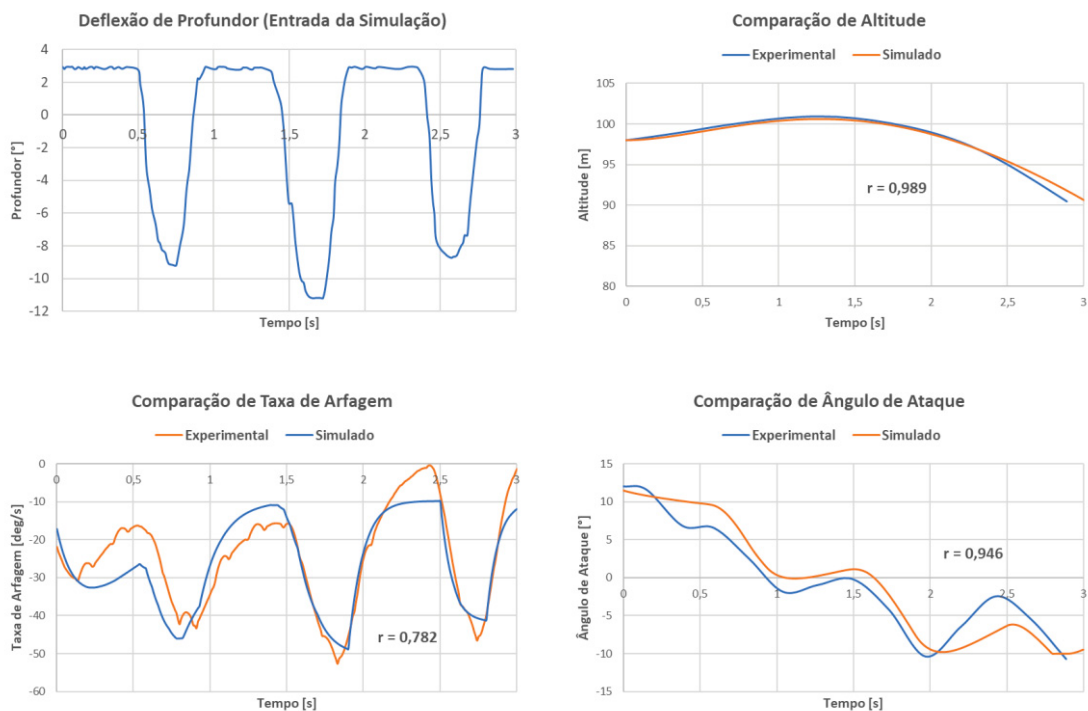
As Figuras 29 a 34 mostram comparativamente os valores experimentais com os valores armazenados com a simulação para as manobras de deflexão para baixo do profundor; deflexão para cima do profundor; oscilação de deflexão do profundor; deflexão assimétrica dos ailerons; deflexão do leme; além da movimentação de *phugoid*. Os gráficos indicam a correlação entre os dados simulados e experimentais através do coeficiente de correlação de Pearson.

a) Trajetória da Aeronave



Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).

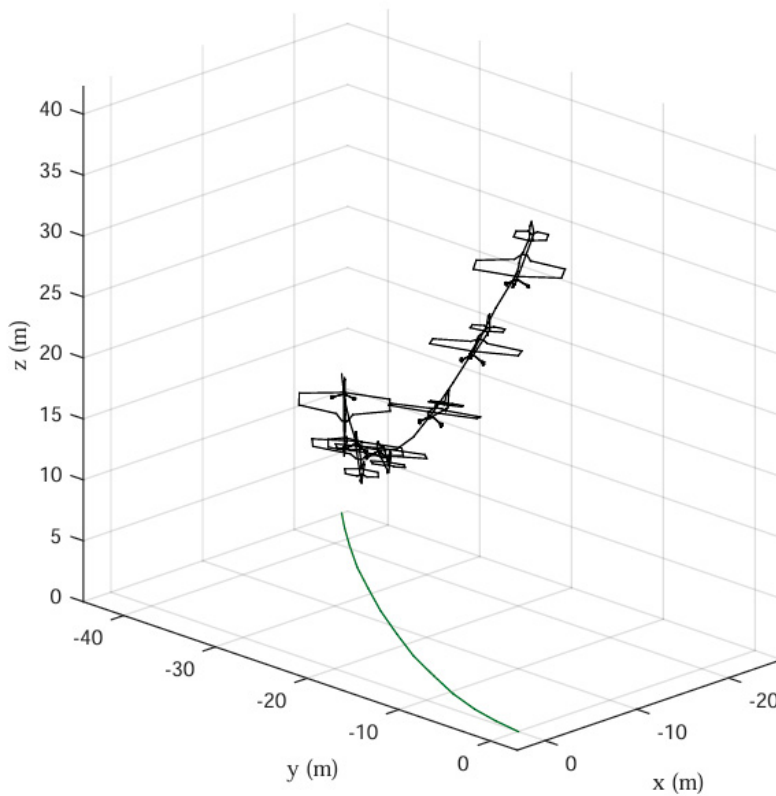
b) Gráficos comparativos da resposta da aeronave após a perturbação.



Fonte: O autor (2025).

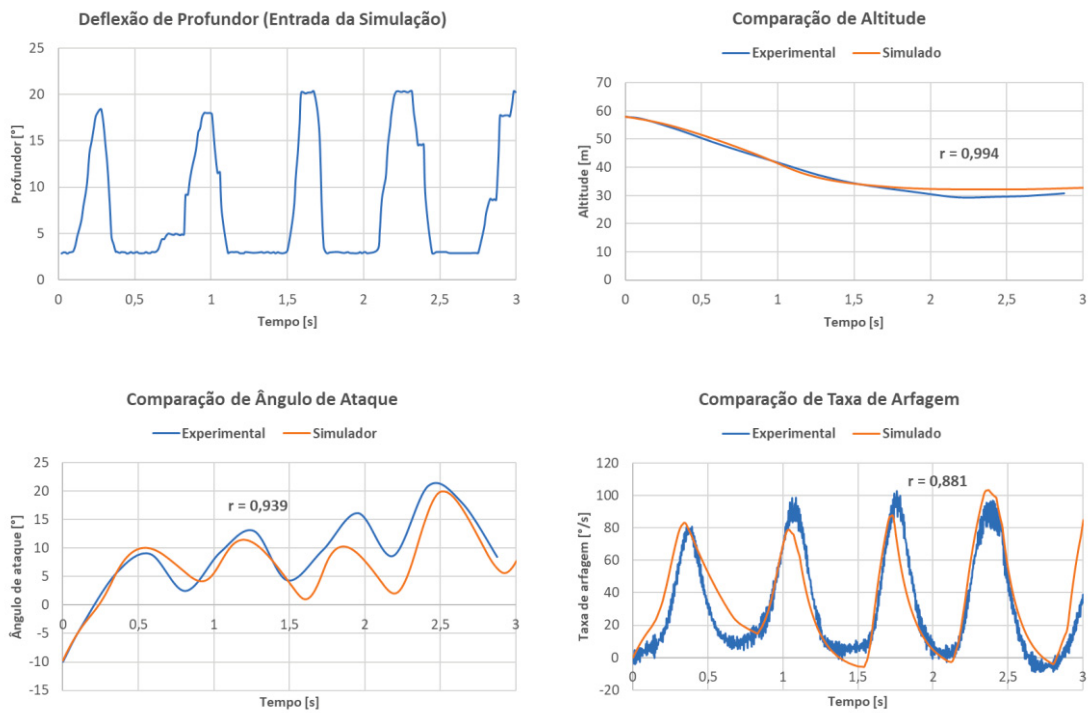
Figura 29 – Comparação de resposta de deflexão de profundor para baixo (pull-down)

a) Trajetória da Aeronave



Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).

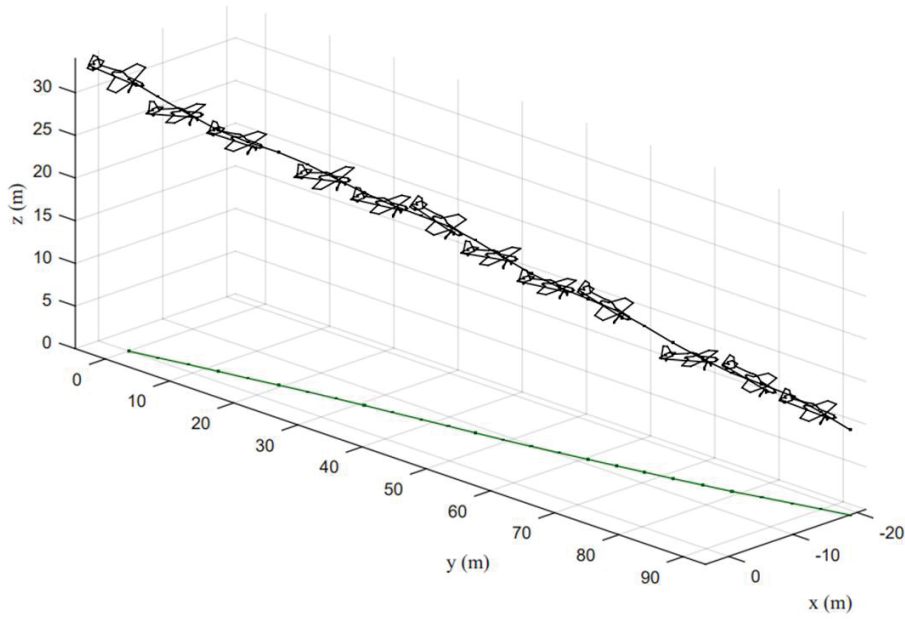
b) Gráficos comparativos da resposta da aeronave após a perturbação.



Fonte: O autor (2025).

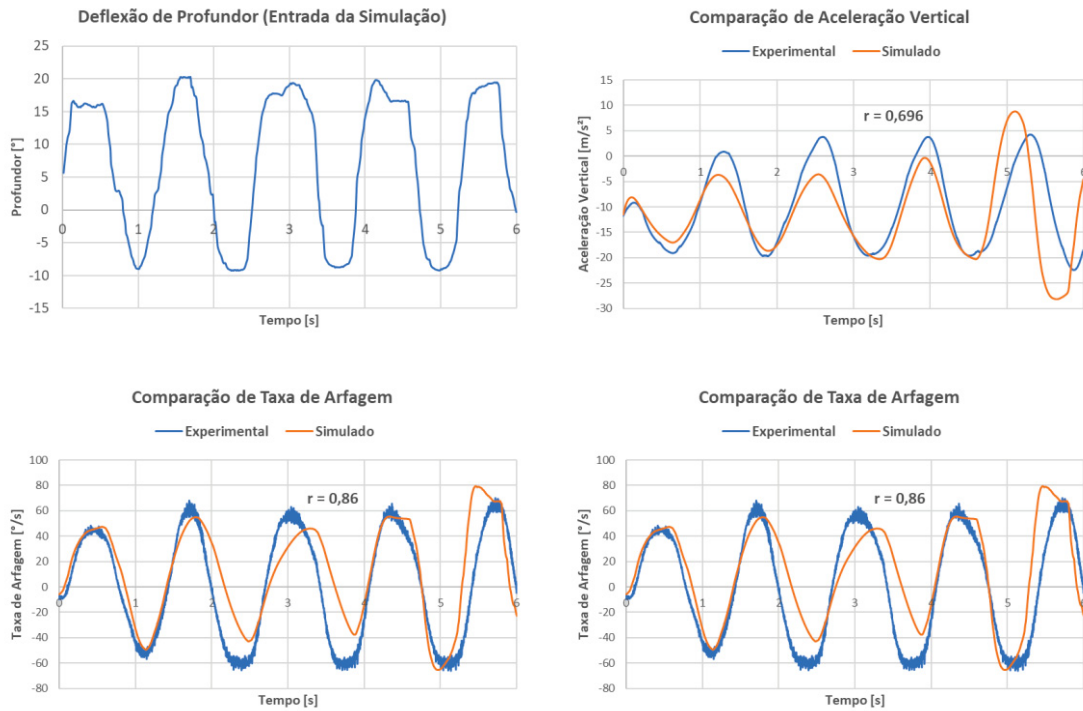
Figura 30 – Comparação de resposta de deflexão de profundor para cima (pull-up).

a) Trajetória da Aeronave.



Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).

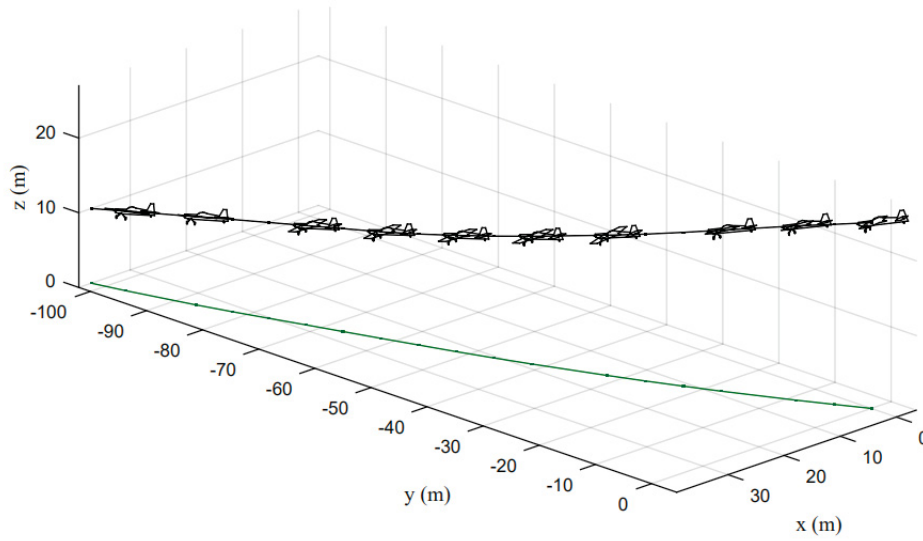
b) Gráficos comparativos da resposta da aeronave após a perturbação.



Fonte: O autor (2025).

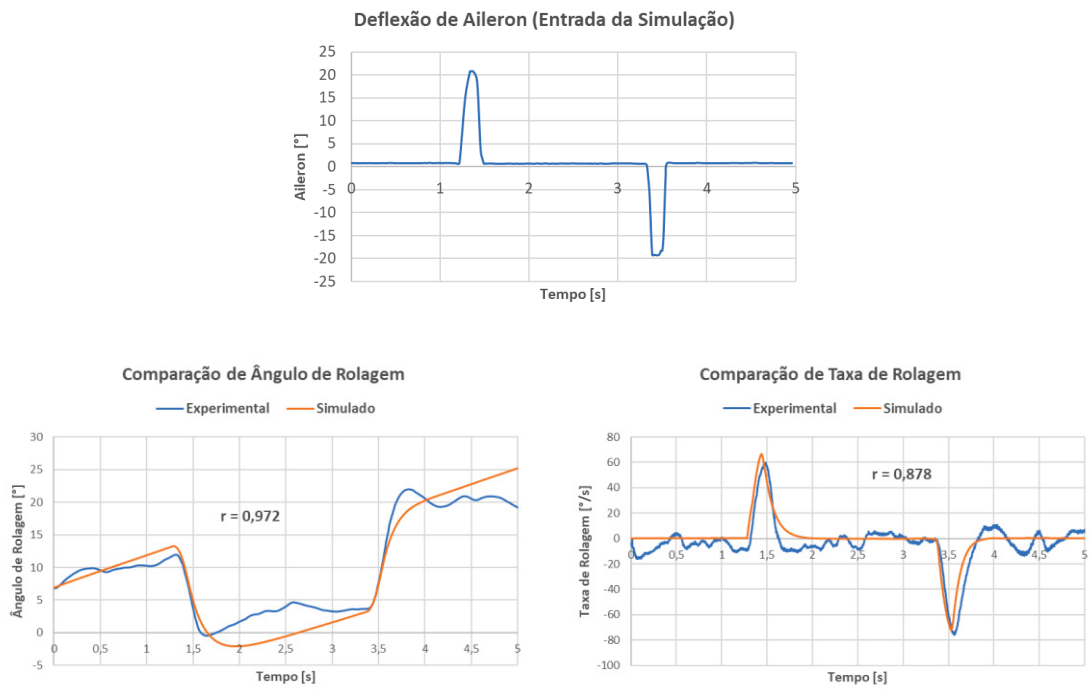
Figura 31 – Comparação de resposta de oscilação de deflexão de profundor.

a) Trajetória da Aeronave.



Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).

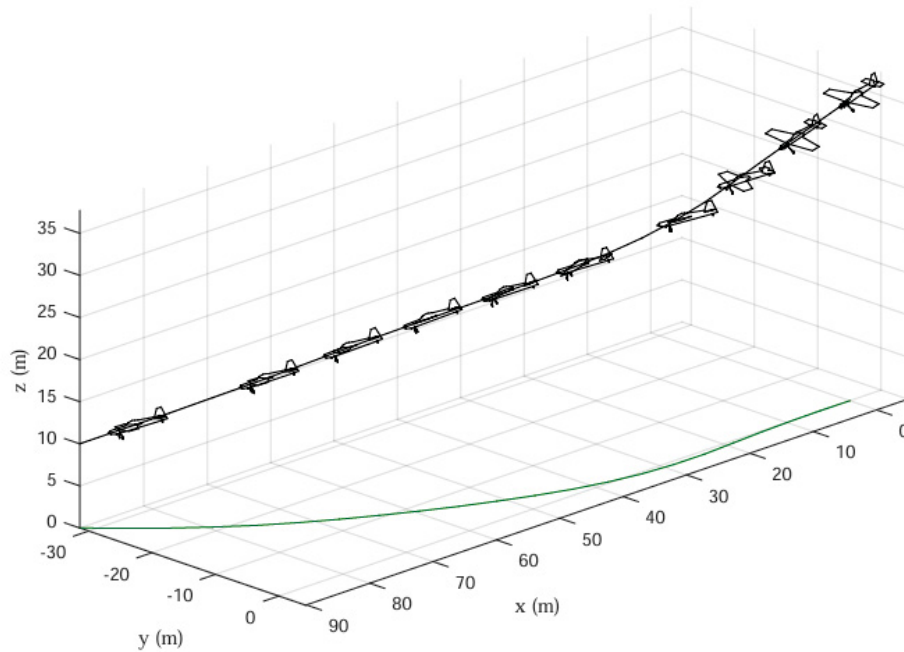
b) Gráficos comparativos da resposta da aeronave após a perturbação.



Fonte: O autor (2025).

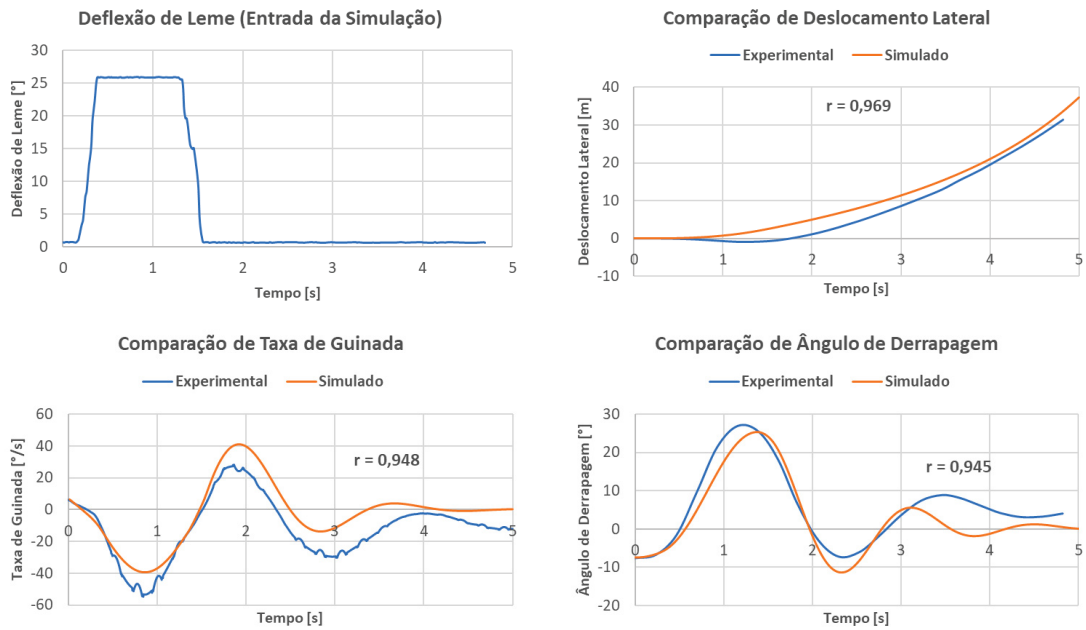
Figura 32 – Comparação de resposta de deflexão de ailerons.

a) Trajetória da Aeronave.



Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).

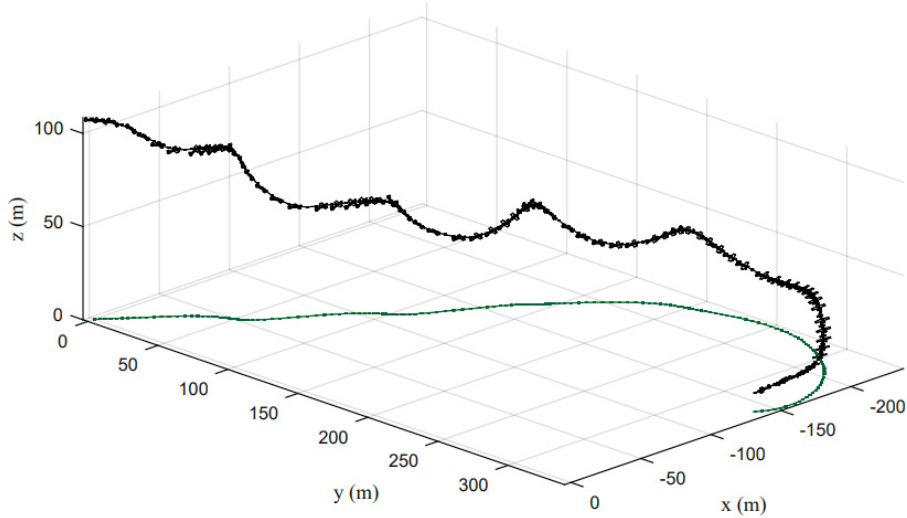
b) Gráficos comparativos da resposta da aeronave após a perturbação.



Fonte: O autor (2025).

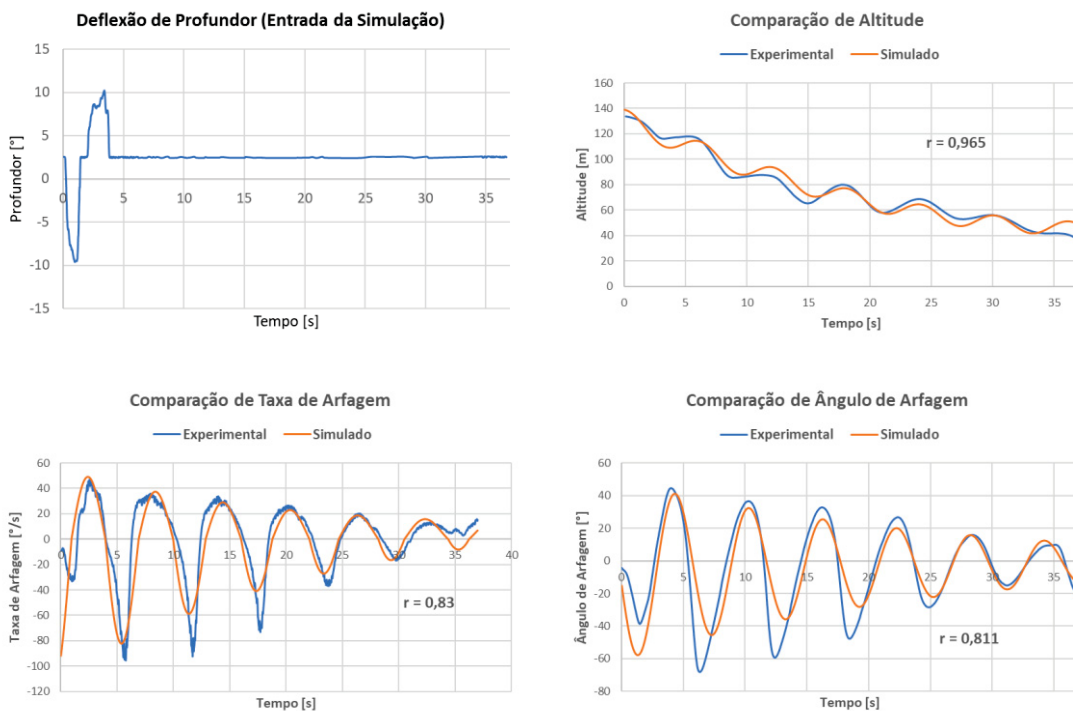
Figura 33 – Comparação de resposta de deflexão de leme.

a) Trajetória da Aeronave.



Fonte: Dantsker e Mancuso (2019).

b) Gráficos comparativos da resposta da aeronave após a perturbação.



Fonte: O autor (2025).

Figura 34 – Comparação de movimentação *phugoid*.

A resposta a uma entrada de comando no profundor apresentou uma dinâmica coerente com os dados experimentais. O modelo reproduziu o modo de oscilação longitudinal, com velocidade angular de arfagem (q) e do ângulo de arfagem (θ) com coeficientes de correlação de Pearson entre 0,7 e 0,99, ao

compará-los aos valores medidos em voo. As amplitudes máximas das variáveis de estado analisadas permaneceram dentro de limites compatíveis com o comportamento físico esperado, o que corrobora a correta implementação das equações de movimento longitudinal.

De forma análoga, as respostas a entradas no leme e nos ailerons reproduziram os comportamentos dinâmicos latero-direcionais fundamentais da aeronave. A resposta em guinada (r) a um comando de leme e a resposta em rolagem (p) a um comando de ailerons apresentaram características temporais e magnitudes coerentes com os dados experimentais. Isso demonstra que o acoplamento entre os eixos lateral e direcional foi representado de forma adequada pelo modelo integrado.

A análise consolidada permitiu identificar um desempenho geral muito satisfatório do simulador na reprodução da dinâmica da aeronave. Contudo, observaram-se discrepâncias sistemáticas e informativas:

- *Modo Phugoid*: A oscilação do modo *phugoid* (velocidade e altitude) apresentou uma frequência ligeiramente inferior e um amortecimento diferente do medido em voo. Esta diferença pode ser atribuída à combinação da subestimação do arrasto total pelo modelo VLM (conforme mencionado na seção 4.2) e ao uso de valores de derivadas de amortecimento ($\frac{dCM}{dq}$ e $\frac{dCL}{dw}$) pré-definidas, que podem não refletir com precisão a configuração específica.
- *Velocidade das Respostas*: Nas manobras de rotação em torno do eixo y , as respostas dinâmicas do simulador apresentaram-se ligeiramente mais “pesadas” ou lentas. Esta característica sugere que os momentos de inércia adotados podem estar superestimados, ou mais provavelmente, que os coeficientes de amortecimento aerodinâmico, que não são derivados do VLM, mas definidos como parâmetros padrão, não estão otimizados para esta aeronave específica.

Estas discrepâncias, no entanto, não comprometem a utilidade da ferramenta para seu propósito principal. Pelo contrário, elas delimitam seu envelope de aplicação: o simulador mostrou-se altamente eficaz para a avaliação de qualidades de voo, análise de estabilidade e treinamento,

fornecendo resultados com fidelidade suficiente para a fase de projeto preliminar. As limitações identificadas são inerentes ao compromisso entre complexidade e usabilidade, e podem ser mitigadas por um usuário avançado através do ajuste fino dos parâmetros de amortecimento com base em dados experimentais ou análises de CFD.

4.4 Demonstração do Ambiente Integrado

Para demonstrar a capacidade operacional completa do ambiente de simulação, foi executada uma missão típica de voo, englobando todas as fases desde o solo até o pouso. Esta demonstração visa evidenciar a robustez do sistema integrado e a fluidez da experiência do usuário.

Uma simulação completa de um voo de aproximadamente 10 minutos de duração foi realizada com uma aeronave em escala reduzida. A missão incluiu as seguintes fases sequenciais e contínuas:

1. Corrida de decolagem e rotação;
2. Subida inicial até a altitude de cruzeiro;
3. Voo de cruzeiro com trechos retos e curvas coordenadas para permanecer no padrão do aeródromo;
4. Descida e aproximação final;
5. Pouso.

Em todas as fases, o comportamento da aeronave mostrou-se controlável, previsível e condizente com as qualidades de voo validadas na seção 4.3. A transição entre as fases ocorreu de forma suave, sem a necessidade de reconfiguração do modelo ou intervenção externa. Durante toda a missão, não foi detectada nenhuma instabilidade numérica, falha de comunicação com o *hardware* do *joystick* ou interrupção no fluxo de dados, atestando a confiabilidade do ambiente para simulações prolongadas.

A comunicação em tempo real entre o núcleo dinâmico (Simulink) e o módulo de visualização (FlightGear) manteve-se estável. O protocolo de comunicação UDP operou de forma contínua, mantendo uma taxa de atualização constante de 30 quadros por segundo durante toda a simulação. A resposta da aeronave virtual aos comandos do piloto foi instantânea e fluida, com

a visualização no FlightGear refletindo com precisão a trajetória, altitude e movimentos calculados pelo modelo dinâmico. A estabilidade numérica do solver de integração foi preservada mesmo durante a execução de manobras mais bruscas, validando as escolhas de modelagem e a configuração do passo de integração.

A Figura 35 apresenta uma captura de tela da aeronave durante a fase de cruzeiro no FlightGear ao lado do *scope* de telemetria dos parâmetros configurados, ilustrando a interface visual disponível para o usuário.

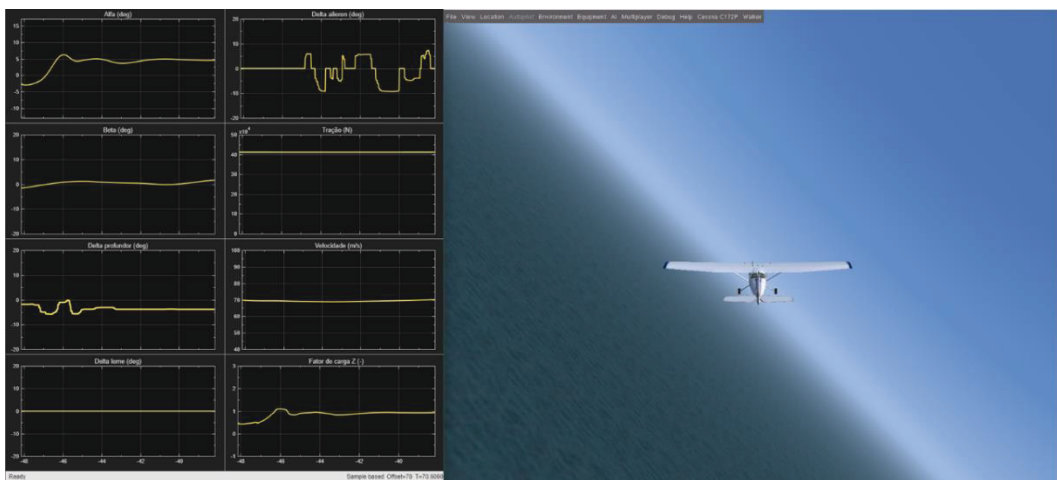


Figura 35 – Representação gráfica durante a simulação.
Fonte: O autor (2025).

Além da visualização em tempo real, um dos pilares do ambiente de simulação desenvolvido é a sua capacidade completa de aquisição e registro de dados de telemetria. Esta funcionalidade transforma o sistema de uma ferramenta de avaliação qualitativa em uma plataforma robusta para análise de desempenho quantitativa e investigação de fenômenos dinâmicos.

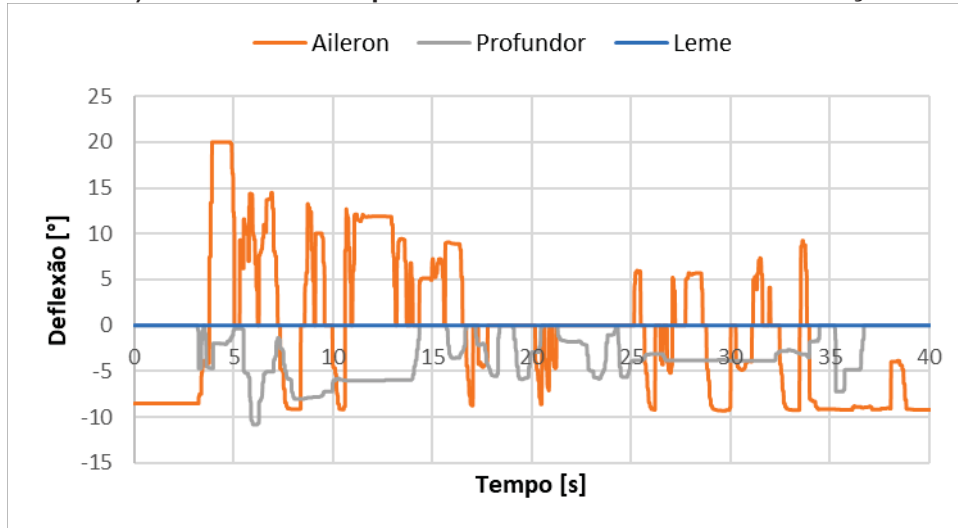
Durante toda a simulação, um conjunto abrangente de variáveis de estado e parâmetros de voo é amostrado e armazenado em vetores no *workspace* do Matlab. Os dados registrados incluem:

- Atitude e Navegação: Ângulos de Euler (ϕ , θ , ψ), posição inercial local (X_{norte} , X_{leste} , $X_{vertical}$) e posição geodésica (lat , lon , alt)
- Cinemática: Velocidades lineares (V_{norte} , V_{leste} , $V_{vertical}$) e angulares (p , q , r) no sistema de coordenadas do corpo;
- Dinâmica: Acelerações lineares e angulares, e fatores de carga nos três eixos;

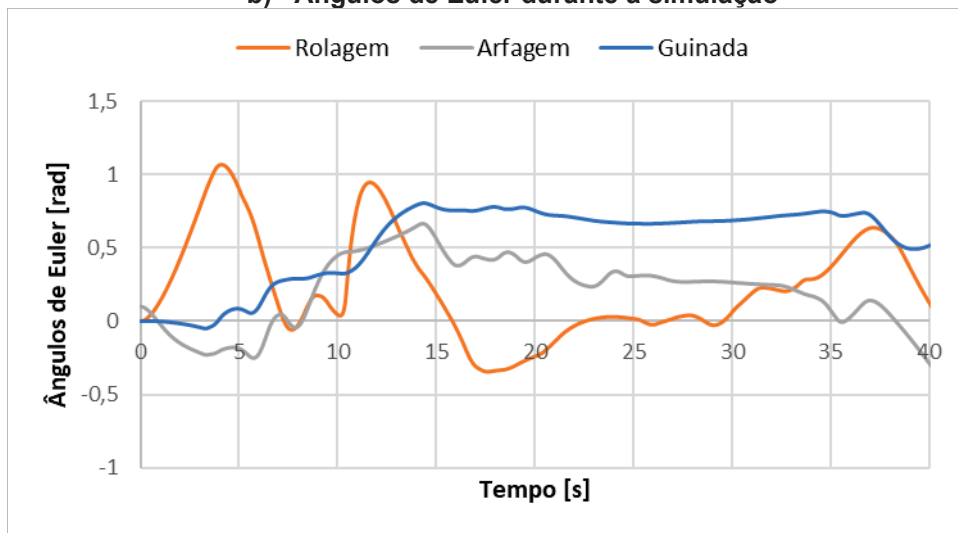
- Aerodinâmica e Controle: Ângulos de ataque (α) e derrapagem (β), deflexões das superfícies de controle, e os coeficientes aerodinâmicos (CL , CD , CY , Cl , Cm , Cn) interpolados em tempo real.

Ao final de cada execução, o usuário tem acesso a este conjunto de dados completo, que pode ser utilizado para gerar gráficos temporais personalizados, diagramas de fases ou qualquer outro tipo de análise de dados. Como ilustrado na Figura 36, esta capacidade permite uma investigação detalhada do comportamento da aeronave, como a identificação de frequências naturais de modos dinâmicos, a verificação de margens de estabilidade estática, a análise do desempenho em manobras específicas e a validação de modelos teóricos contra a resposta do simulador. Esta característica é indispensável para o uso da ferramenta em um contexto de pesquisa e desenvolvimento de engenharia.

a) Deflexão das superfícies de controle durante a simulação.



b) Ângulos de Euler durante a simulação



c) Ângulos operacionais

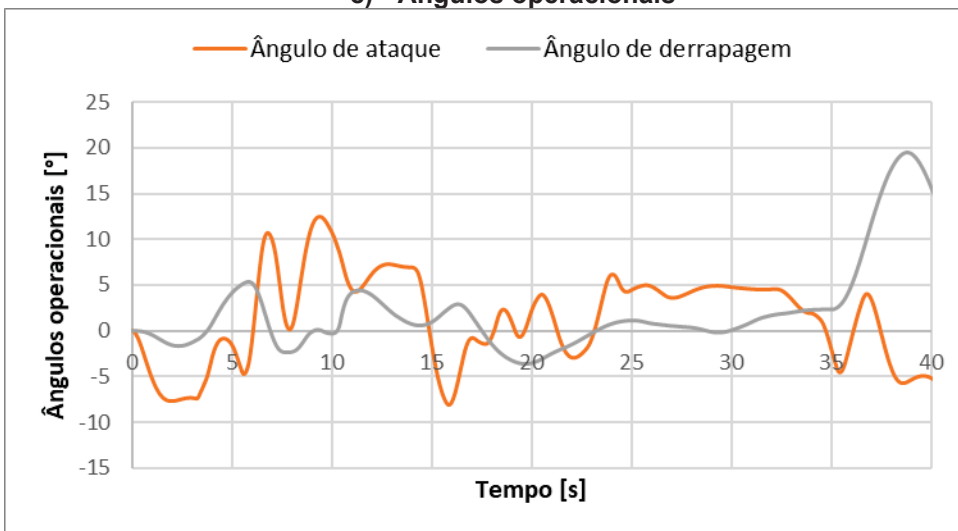
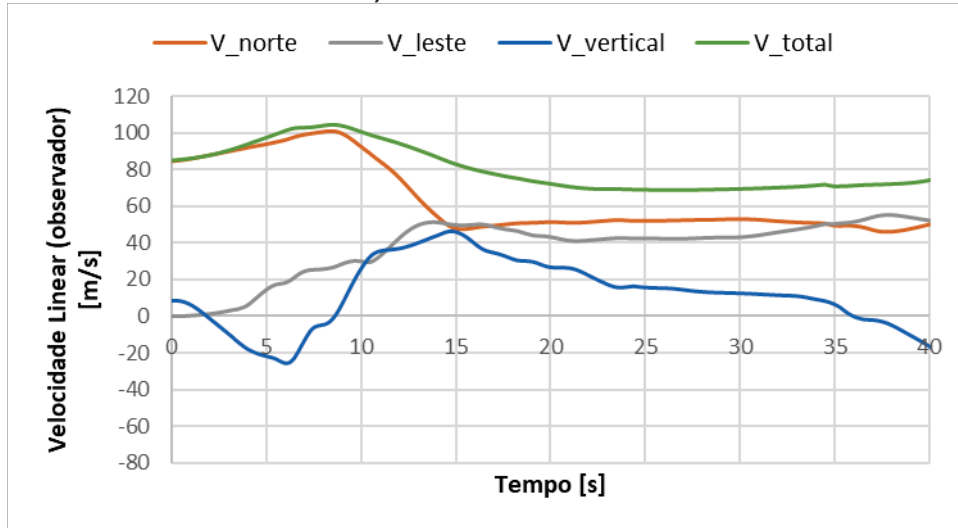
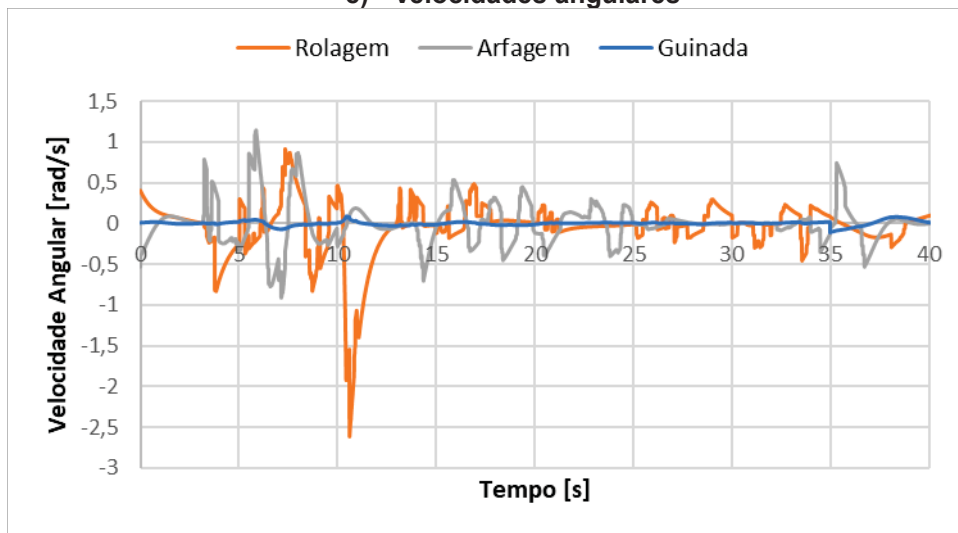


Figura 36 – Telemetria dos parâmetros de voo durante simulação.
Fonte: O autor (2025)

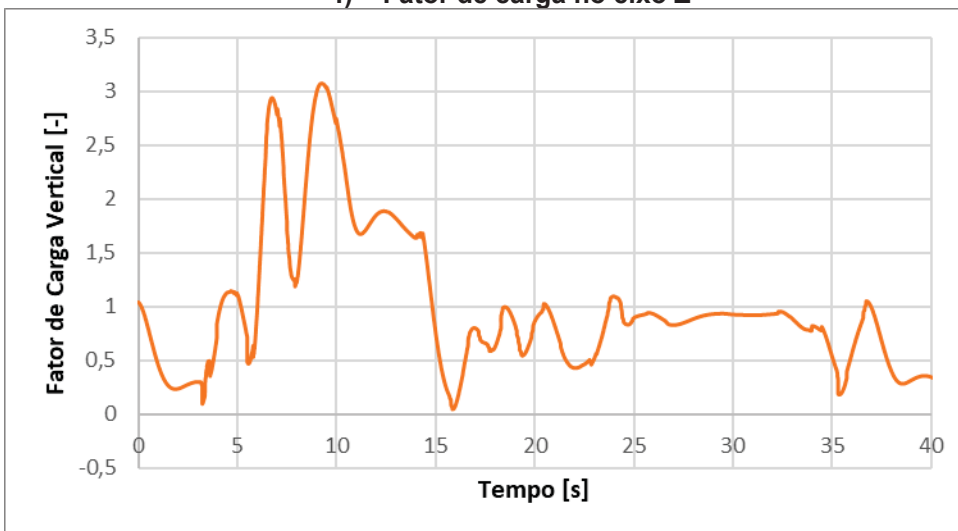
d) Velocidades lineares



e) Velocidades angulares



f) Fator de carga no eixo Z



Continuação da Figura 36

4.5 Discussão dos Resultados

A análise de validação conduzida nesta seção demonstrou que o ambiente de simulação desenvolvido é uma ferramenta eficaz e confiável para sua finalidade proposta. A validação aerodinâmica com o VANT (seção 4.2) comprovou que o núcleo de cálculo de forças, baseado no método VLM, é robusto para a previsão de forças e momentos aerodinâmicos, elementos críticos para a estabilidade e controlabilidade. Por sua vez, a validação dinâmica com a aeronave Cub Crafters em escala (seção 4.3) evidenciou que o sistema integrado é capaz de reproduzir com notável fidelidade as respostas dinâmicas transversais e longitudinal de uma aeronave real, capturando os modos fundamentais de voo. As limitações identificadas, principalmente relacionadas à estimativa de arrasto e a alguns parâmetros de amortecimento, são compreensíveis e inerentes às premissas adotadas, não invalidando a utilidade global da ferramenta.

Como esperado em qualquer modelo de engenharia, o presente trabalho apresenta limitações específicas. A subestimação do arrasto parasita pelo VLM e a dependência de valores padrão para coeficientes do amortecimento são as mais significativas. Estas limitações implicam em uma superestimação do desempenho (velocidade máxima, razão de subida) e em pequenas discrepâncias no amortecimento de modos dinâmicos, como mostrado na comparação de *phugoid*. No entanto, este *trade-off* entre fidelidade absoluta e eficiência computacional e operacional mostrou-se amplamente favorável. Para os propósitos de desenvolvimento de projeto preliminar, treinamento de pilotos e, especialmente, para o ensino da dinâmica de voo, onde a correlação qualitativa entre comando e resposta é mais crucial do que a precisão numérica pontual, a ferramenta mostrou-se mais que suficiente, constituindo um recurso útil e valioso.

Este ambiente de simulação deve ser compreendido não como um substituto para ferramentas de análise especializada de alta fidelidade, como as análises de CFD, mas como um complemento poderoso que ocupa um espaço distinto no ciclo de desenvolvimento. Ele posiciona-se de forma ideal nas fases de projeto conceitual e preliminar, bem como em aplicações educacionais,

atuando como um aglutinador de disciplinas. A ferramenta permite que engenheiros validem rapidamente a controlabilidade de um conceito, que pilotos se familiarizem com as qualidades de voo de um novo projeto e que estudantes vivenciem os princípios da dinâmica de voo de forma intuitiva e imersiva. A demonstração de uma missão completa e estável (seção 4.4) complementa a informação de que o sistema está operacionalmente pronto para ser utilizado nesses contextos.

O valor fundamental da ferramenta, portanto, reside em sua capacidade de integração: ao unir de forma coesa e automatizada a análise aerodinâmica (AVL), a solução dinâmica (Simulink) e a visualização (FlightGear), ela cria uma ponte prática e eficiente entre a teoria numérica e a avaliação sensorial do voo.

5. CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

5.1 Conclusões Principais

A principal contribuição deste trabalho não reside na criação de um novo método numérico, mas na engenhosa articulação e automatização de métodos consagrados, como o VLM, as equações de dinâmica de voo de 6-DoF e a visualização em tempo real (FlightGear), em um ambiente computacional integrado e coeso. Esta abordagem foge aos padrões tradicionais de trabalhos na área, que frequentemente se concentram na aplicação de métodos numéricos a problemas de mecânica dos sólidos ou fluidos de forma mais pontual. O trabalho demonstra o potencial dos métodos numéricos como um elemento unificador entre diferentes disciplinas da engenharia aeronáutica, criando uma ferramenta de análise sistêmica.

A ferramenta desenvolvida possui implicações econômicas diretas e significativas, especialmente para o contexto de projetos de pequena escala, como as competições de Aerodesign da SAE Brasil. Enquanto a construção de um protótipo físico pode custar de R\$ 3.000 a R\$ 8.000 e consumir de 30 a 60 dias, a simulação proposta reduz o custo financeiro de testes de novas configurações para praticamente zero (excluindo o custo de energia e do *joystick*) e o tempo para questão de minutos. Esta redução drástica de custo e tempo atua como uma eficiente etapa de triagem virtual, permitindo a exploração de um leque muito mais amplo de conceitos e a identificação de problemas de estabilidade, controle e desempenho antes de qualquer recurso ser investido em prototipagem física, que, na indústria aeronáutica, esse mesmo princípio se aplica em escalas financeiras muito maiores.

Do ponto de vista didático, de novas ferramentas de ensino e de desenvolvimento de projetos, a ferramenta configura-se como um potente laboratório virtual de engenharia aeronáutica. Ela permite a professores e estudantes visualizarem e vivenciarem, de forma intuitiva e imersiva, as consequências dinâmicas de alterações nos parâmetros da aeronave (como a posição do centro de gravidade, a geometria das empenagens ou a deflexão de superfícies de controle). Esta capacidade transforma conceitos teóricos

abstratos em experiências tangíveis, com a possibilidade de acelerar a curva de aprendizado de profissionais em formação, possibilitando uma compreensão mais profunda e integrada do comportamento de aeronave.

Com base no desenvolvimento e na validação realizada, conclui-se que este trabalho cumpriu com seus objetivos e atingiu com sucesso seu propósito central de criar um ambiente integrado de simulação de dinâmica de voo. Três conquistas principais se destacam:

- **Automatização de Processos Complexos:** Foi desenvolvido com sucesso um *pipeline* computacional totalmente automatizado que, partindo de uma configuração fornecida pelo usuário, executa de forma transparente e robusta todas as etapas necessárias para uma simulação dinâmica completa. Este processo inclui a geração de geometria, a criação de um banco de dados aerodinâmico de alta fidelidade via método *Vortex Lattice*, a solução das equações de movimento de 6-DoF e a visualização em tempo real. Esta automação elimina a barreira de entrada representada pela necessidade de integrar manualmente softwares especializados e complexos, tornando a simulação dinâmica acessível a um público muito mais amplo.
- **Validação de uma Arquitetura de Média Fidelidade Integrada:** Este trabalho demonstrou, na prática, a viabilidade e a utilidade de uma abordagem baseada em modelos de média fidelidade (como o método VLM) para a simulação dinâmica integrada. Os resultados comprovaram que, embora existam limitações conhecidas (como a subestimação do arrasto), a combinação estratégica desses modelos é mais do que suficiente para gerar insights valiosos sobre estabilidade, controle e qualidades de voo, preenchendo de forma ideal o nicho entre ferramentas simplistas e soluções de alta fidelidade de custo proibitivo.
- **Balanço Ótimo entre Fidelidade e Praticidade:** O ambiente desenvolvido estabeleceu um ponto de equilíbrio notável entre a precisão do modelo físico e a eficiência operacional. A ferramenta demonstrou, através de validações contra dados de referência e ensaios de voo, ser suficientemente fiel para fornecer análises

confiáveis de estabilidade e controlabilidade, atendendo plenamente às necessidades de etapas introdutórias de desenvolvimento de projeto e de treinamento de pilotos. Simultaneamente, sua configuração simplificada e seu tempo de resposta ágil garantiram uma ferramenta prática e eficiente, preenchendo uma lacuna existente no ecossistema de ferramentas computacionais para engenharia aeronáutica.

Portanto, conclui-se que o ambiente de simulação proposto não apenas funciona tecnicamente, mas representa um avanço significativo em termos de acessibilidade e integração, validando a abordagem metodológica adotada.

Por fim, apesar da Universidade Federal do Paraná ainda não ter a oferta de cursos na área de Engenharia Aeronáutica ou Engenharia Aeroespacial, o presente trabalho enriquece o portfólio de trabalhos nesta área, colocando em destaque o Programa de Pós-graduação em Métodos Numéricos em Engenharia, como um programa que pode abrigar de forma densa e abrangente, pesquisas e desenvolvimentos tecnológicos sofisticados e aplicados diretamente neste segmento.

5.2 Trabalhos Futuros

Entende-se que o ambiente de simulação desenvolvido fornece uma base sólida e abre um leque de oportunidades para melhorias e evoluções futuras. Com base na experiência adquirida e nas limitações identificadas, são sugeridos os seguintes pontos para trabalhos futuros:

1. Aprimoramentos do Modelo Físico
 - a. Implementação de Quatérnions: Substituir os ângulos de Euler pela representação por quatérnions para eliminar por completo a limitação teórica do *gimbal lock*, garantindo a robustez numérica em qualquer condição de voo, inclusive para aeronaves acrobáticas;
 - b. Modelo de Arrasto Viscoso Semi-Empírico: Incorporar uma rotina para estimativa do arrasto parasita, permitindo uma

previsão mais realista do desempenho da aeronave, especialmente em baixos ângulos de ataque.

2. Desenvolvimento de uma Interface Gráfica do Usuário (GUI)
 - a. Configuração Visual e Intuitiva: Criar uma GUI dedicada para a definição dos parâmetros da aeronave, substituindo a edição de scripts em Matlab. Esta interface guiaria o usuário através do processo, melhorando significativamente a usabilidade e reduzindo a chance de erros de configuração.
3. Implementação de um Sistema de Análise e *Feedback* Automatizado:
 - a. Diagnóstico de Projeto em Tempo Real: Desenvolver um módulo de inteligência computacional que, analisando os parâmetros de entrada e os resultados da simulação, emita mensagens ao usuário. Este sistema poderia, por exemplo, alertar durante a configuração da aeronave sobre a estabilidade estática (“Volume de cauda horizontal insuficiente”), controlabilidade (“Superfície do leme abaixo do recomendado”) ou balanceamento (“Centro de gravidade fora dos limites seguros”). Outro exemplo seria gerar relatórios automáticos durante a simulação sobre desempenho (“Razão de subida abaixo do esperado”), qualidades de voo (“Modo *phugoid* pouco amortecido”) ou eficiência (“Curvas realizadas com derrapagem excessiva”).
4. Expansão de Funcionalidades de Simulação
 - a. Modelo Atmosférico Avançado: Integrar um modelo de atmosfera padrão (ISA) e incluir fenômenos como turbulência e vento de cisalhamento, aumentando o realismo dos cenários de voo;
 - b. Módulo de Piloto Automático: Implementar um controlador, como um PID, para estabilização e guiamento automático da aeronave, permitindo a simulação de missões mais complexas e o estudo de sistemas de controle.

A implementação dessas melhorias poderia transformar a ferramenta de um simulador em um ambiente integrado de projeto e análise, onde a simulação dinâmica seria complementada por um assistente especializado, potencializando ainda mais seu impacto no desenvolvimento de projeto aeronáutico.

REFERÊNCIAS

AAPADMIN. **How do the pedals work on a plane? Ask a Pilot**, [S. l.], 2025.

Disponível em: <<https://www.askapilot.net/how-do-the-pedals-work-on-a-plane/>>. Acesso em: 26 out. 2025.

ALLERTON, D. **Principles of Flight Simulation**. Chichester: John Wiley & Sons, 2009.

AMARAL, P. **Quais foram os caças de primeira geração?** Canaltech, [S. l.], 2025. Disponível em: <https://canaltech.com.br/avioes/quais-foram-os-cacas-de-primeira-geracao-227015/>. Acesso em: 26 out. 2025.

ANDERSON, J. D. **Aircraft Performance and Design**. Boston: McGraw-Hill, 1999.

ANDERSON, J. D. **Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications**. McGraw-Hill Science/Engineering/Math, 1995.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2011.

ANDERSON, J. D. **The Airplane: A History of Its Technology**. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

ANIVERSÁRIO de 150 anos de Santos Dumont é celebrado nesta quinta-feira (20). Futebol Globo CBN, [S. l.], 2025. Disponível em: <https://futebolglobocbn.globo.com/media/audio/414459/aniversario-de-150-anos-de-santos-dumont-e-celebra.html>. Acesso em: 26 out. 2025.

Aviation history: The First Practical Aircraft. International Civil Aviation Organization, [S. l.], 2025. Disponível em: https://applications.icao.int/postalhistory/aviation_history_the_first_practical_aircraft.htm. Acesso em: 26 out. 2025.

BIDAR, O. **Aerodynamics and Control Aspects of Formation Flight for Induced Drag Savings**. 2012. - Georgia Institute of Technology, Atlanta, 2012. Disponível em: <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.33983.12962>. Acesso em: 26 out. 2025.

Boeing 757-200. Mantis Services International, 2025. Disponível em: <https://mantisserv.com/en/large-airliner/77/boeing-757-200>. Acesso em: 26 out. 2025.

BONOTE, M. **FERRAMENTA PARA SIMULAÇÃO DE VOOS**. 2024. Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2024. Disponível em: <https://docs.ufpr.br/~pettres/DOCS/Cronologia%20das%20pesquisas/2024%20SMNE%20FERRAMENTA%20PARA%20SIMULA%C3%87%C3%83O%20DE%20VOOS.pdf>. Acesso em: 26 out. 2025.

BURNING GOOSE seleciona integrantes para projeto que constrói aeronaves radiocontroladas. UFPR, Curitiba, 2025. Disponível em: <https://ufpr.br/burning-goose-seleciona-integrantes-para-projeto-que-constroi-aeronaves-radiocontroladas/>. Acesso em: 26 out. 2025.

CENTENO, G. **Hungria poderá ser a próxima cliente do Gripen E**. Aeroflap, [S. l.], 2025. Disponível em: <https://www.aeroflap.com.br/hungria-podera-ser-a-proxima-cliente-do-gripen-e/>. Acesso em: 26 out. 2025.

CHAPRA, S. C.; CANALE, R. P. **Numerical Methods for Engineers**. 7th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2015.

CONHECEMOS – e pilotamos! – o incrível simulador de voo de R\$ 82 milhões. Quatro Rodas, São Paulo, 2025. Disponível em: <https://quatorrodas.abril.com.br/especial/conhecemos-e-pilotamos-o-incrivel-simulador-de-voo-de-r-82-milhoes/>. Acesso em: 26 out. 2025.

CONSULTA pública colhe sugestões para revisão do Decreto de aviação agrícola. Gov.br, Brasília, 2025. Disponível em: <https://www.gov.br/agricultura/pt-br/assuntos/noticias/consulta-publica-colhe->

sugestoes-para-revisao-do-decreto-de-aviacao-agricola. Acesso em: 26 out. 2025.

COOPER, G. E.; HARPER, R. P. **The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities**. NASA, [S. l.], 1969. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19690013177/downloads/19690013177.pdf>. Acesso em: 26 out. 2025.

CRASH of a Vickers FB.27 Vimy in Clifden. Bureau of Aircraft Accidents Archives, [S. l.], 2025. Disponível em: <https://www.baaa-acro.com/crash/crash-vickers-fb27-vimy-clifden>. Acesso em: 26 out. 2025.

CROUCH, T. D. **The Bishop's Boys: A Life of Wilbur and Orville Wright**. New York: W. W. Norton & Company, 2003.

COUTO, M. L. **Estudo Comparativo entre o Método Vortex Lattice Method e Análise CFD para a Obtenção de Carregamentos Aerodinâmicos**. Universidade Federal de Juiz de Fora, 2020.

DANTSKER, O. D.; MANCUSO, R. **Flight Testing Data Set for Subscale GA Aircraft: 26%-scale Cub Crafters CC11-100 Sport Cub S2**. In: AIAA SCITECH FORUM, 2019, San Diego. Anais... Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.

DOS, C. Cessna 172. Wikipédia, [S. l.], 2025. Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/Cessna_172. Acesso em: 26 out. 2025.

DOS, C. Manete de empuxo. Wikipédia, [S. l.], 2025. Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/Manete_de_empuxo. Acesso em: 26 out. 2025.

DRELA, M.; YOUNGREN, H. **AVL (3.36) User Primer**. 2010. Disponível em: https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/AVL_User_Primer.pdf. Acesso em: 26 out. 2025.

FLIGHTSAFETY INTERNATIONAL. **Commercial Aviation Training**. [S. l.], 2025. Disponível em: <https://www.flightsafety.com/commercial-aviation-training>. Acesso em: 25 out. 2025.

GARTEUR. **Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: the Research Civil Aircraft Model (RCAM)**. [S. l.]: Group for Aeronautical Research and Technology in Europe, 1997.

HENRIQUE, J. **Cinco coisas que você tem que experimentar no Microsoft Flight Simulator para Xbox Series X, Series S**. Windows Club, [S. l.], 2025. Disponível em: <https://windowsclub.com.br/cinco-coisas-que-voce-tem-que-experimentar-no-microsoft-flight-simulator-para-xbox-series-x-series-s/>. Acesso em: 26 out. 2025.

HODGKINSON, J. **Aircraft Handling Qualities**. Oxford: Blackwell Science, 1999.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. **Low-Speed Aerodynamics**. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.

LEMOS, V. **História da Aviação**. Palhoça: Livro didático da Unisul Virtual, 2012.

MATHWORKS. **Choose a Solver**. [S. l.], 2023. Disponível em: <https://www.mathworks.com/help/simulink/ug/choose-a-solver.html>. Acesso em: 26 out. 2025.

MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. 2nd ed. New York: John Wiley & Sons, 1995.

MIRANDA, L. E. M. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. São Paulo: Edição do Autor, 2014. Disponível em: <https://www.abul.org.br/biblioteca/128.pdf>. Acesso em: 26 out. 2025.

NATIONAL GEOSPATIAL-INTELLIGENCE AGENCY (NGA). **World Geodetic System 1984 (WGS 84)**. 3rd ed. [S. l.], 2014.

PAMADI, B. N. **Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes**. 2nd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

PAPADOPOULOS, J. **X-Plane 10 Global Edition is now available**.DSOGaming, [S. I.], 2015. Disponível em: <https://www.dsogaming.com/news/x-plane-10-global-edition-is-now-available/>. Acesso em: 26 out. 2025.

PIRIE, G. **British Imperial Aviation Bibliography (chronological)**. University of Cape Town, 2013.

POGGIO, G. **Typhoons da RAF próximos de receberem o pacote “Drop 2”**. Poder Aéreo, [S. I.], 2012. Disponível em: <https://www.aereo.jor.br/2012/06/22/typhoons-da-raf-proximos-de-receberem-o-pacote-drop-2/>. Acesso em: 26 out. 2025.

PRESS, W. H. et al. **Numerical Recipes: The Art of Scientific Computing**.3rd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2007.

QUAL o procedimento que oferece mais risco num voo? Folha de S.Paulo, São Paulo, 2025. Disponível em: https://www1.folha.uol.com.br/folha/turismo/preparesse/aviao-voar_e_seguro-04.shtml. Acesso em: 26 out. 2025.

RAMON. **Conheça o Concorde, o avião supersônico que estava à frente de seu tempo**. Mega Curioso, [S. I.], 2025. Disponível em: <https://www.megacurioso.com.br/estilo-de-vida/109820-conheca-o-concorde-o-aviao-supersonico-que-estava-a-frente-de-seu-tempo.htm>. Acesso em: 26 out. 2025.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 6th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.

SHARMA, M. **Trapezoidal Rule - C Program**. BragitOff, [S. I.], 2017. Disponível em: <https://www.bragitoff.com/2017/08/trapezoidal-rule-c-program/>. Acesso em: 26 out. 2025.

STENGEL, R. F. **Flight Dynamics**. Princeton, NJ: Princeton University Press, 2004.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L. **Aircraft Control and Simulation**. 2nd ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2003.

VALAVANIS, K. P. (Editor); VACHTSEVANOS, G. J. (Editor). **Handbook of Unmanned Aerial Vehicles**. Dordrecht: Springer Netherlands, 2015.

WILLIAMS, B. **Scenario-Based Training with X-Plane and Microsoft Flight Simulator**. Indianapolis: Wiley Publishing, Inc., 2011.

ZIPFEL, P. H. **Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics**. 3rd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.