

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SÃO CARLOS  
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E DE TECNOLOGIA  
CURSO DE ENGENHARIA FÍSICA

ALEXANDRE STRABELLO

MODELAGEM LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE EM SOLO E  
IMPLEMENTAÇÃO DE UM SISTEMA DE *ANTISKID*

SÃO CARLOS  
2025

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SÃO CARLOS  
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E DE TECNOLOGIA  
CURSO DE ENGENHARIA FÍSICA

ALEXANDRE STRABELLO

**MODELAGEM LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE EM SOLO E  
IMPLEMENTAÇÃO DE UM SISTEMA DE *ANTISKID***

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Centro de Ciências Exatas e de Tecnologia da Universidade Federal de São Carlos, para obtenção do título/grau de bacharel em Engenharia Física.  
Orientador: Prof. Dr. Alexandre Tácito Malavolta

Strabello, Alexandre

Modelagem longitudinal de uma aeronave em solo e implementação de um sistema de antiskid / Alexandre Strabello -- 2025.  
48f.

TCC (Graduação) - Universidade Federal de São Carlos, campus São Carlos, São Carlos

Orientador (a): Dr. Alexandre Tacito Malavolta

Banca Examinadora: Dr. Alexandre Tacito Malavolta, Dr. Sidney Bruce Shiki, Dr. Vitor Ramos Franco

Bibliografia

1. Dinâmica de solo de aeronaves . 2. Sistemas de antiskid. 3. Modelagem matemática de aeronaves. I. Strabello, Alexandre. II. Título.

Ficha catalográfica desenvolvida pela Secretaria Geral de Informática (SIn)

DADOS FORNECIDOS PELO AUTOR

Bibliotecário responsável: Arildo Martins - CRB/8 7180

FOLHA DE APROVAÇÃO

**ALEXANDRE STRABELLO**

MODELAGEM LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE EM SOLO E IMPLEMENTAÇÃO DE UM SISTEMA DE *ANTISKID*

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Centro de Ciências Exatas e de Tecnologia da Universidade Federal de São Carlos, para obtenção do título/grau de bacharel em Engenharia Física.

Universidade Federal de São Carlos.  
São Carlos, 18 de Fevereiro de 2025.

Orientador

---

Prof. Dr. Alexandre Tácito Malavolta

Universidade Federal de São Carlos

Examinador

---

Prof. Dr. Sidney Bruce Shiki

Universidade Federal de São Carlos

Examinador

---

Prof. Dr. Vitor Ramos Franco

Universidade Federal de São Carlos

## RESUMO

A realização de testes em solo é uma parte essencial durante o processo de desenvolvimento de sistemas em aeronaves, em que o custo e a complexidade dos mesmos geram um cenário interessante para a utilização de modelos matemáticos e simulações, em especial para sistemas de frenagem, no qual o ajuste do sistema de *antiskid*, responsável por gerenciar o comando enviado para os freios da aeronave, requer testes nas mais diversas configurações de pista e de aeronave. Nesse contexto, o trabalho consiste no desenvolvimento de um modelo longitudinal genérico para uma aeronave em solo utilizando o equacionamento de Euler-Lagrange e projetar um sistema de *antiskid* em Simulink visando reduzir a distância de parada durante procedimentos de pouso, evitando o travamento das rodas durante esses procedimentos. O modelo desenvolvido reproduziu de maneira simplificada as cargas aplicadas sobre os trens de pouso da aeronave durante o procedimento de frenagem, além das oscilações no *pitch* da mesma introduzidas após a implementação do sistema de *antiskid*. Este, por sua vez, foi capaz de reduzir a distância de parada da aeronave em múltiplas condições de pista, especialmente em condições de pista molhada, em que o sistema de *antiskid* reduziu cerca de 30% a distância de parada da aeronave, além de evitar o travamento das rodas durante longos períodos, em especial quando a aeronave está em altas velocidades.

Palavras-chave: Dinâmica de Solo de Aeronaves; Sistemas de *Antiskid*; Modelagem Matemática de Aeronaves.

## ABSTRACT

Test procedures on the ground are essential during the aircraft development process. Considering the costs and complexity of these tests, the use of modeling and simulation tools is beneficial, particularly for systems like the antiskid system, which requires validation under diverse scenarios the aircraft may encounter throughout its operational life. This work aims to develop a longitudinal model of a generic aircraft using Euler-Lagrange equations to describe its dynamics, and to employ this model in the development of an antiskid system to enhance landing performance while preventing wheel skidding. The results demonstrate that the model, despite its simplicity, effectively represents the loads acting on the landing gear during braking, as well as the oscillations in pitch angle induced by the antiskid system's modulation of brake commands. The antiskid system successfully reduced the aircraft's stopping distance across various runway conditions, delivering particularly strong performance under adverse landing scenarios, and prevented prolonged wheel skidding, especially at high speeds.

Keywords: Aircraft Ground Dynamics; Antiskid Systems; Mathematical Modeling of Aircrafts.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Número de Acidentes e Incidentes Graves Ocorridos em Aeronaves Durante a Última Década . . . . .	13
Figura 2 – Exemplo de Aeronave e seus Seis Graus de Liberdade de Movimento .	15
Figura 3 – Esquemático de um Amortecedor Óleo Pneumático Passivo . . . . .	17
Figura 4 – Exemplos de Diferentes Modelos para Representação de Pneus em Contato com o Solo . . . . .	18
Figura 5 – Comparação entre o Modelo de Pacejka (linha contínua) com o Modelo de Dugoff (linha tracejada) Original e Modificado . . . . .	19
Figura 6 – Torque de Frenagem Aplicado em um Conjunto de Rodas Equipado com um Sistema ABS . . . . .	20
Figura 7 – Exemplo de Sistema <i>Fully-Modulated</i> Atuando Durante um Procedimento de Frenagem em Pista Seca . . . . .	21
Figura 8 – Etapas de Desenvolvimento do Trabalho e Principais Ferramentas Utilizadas Durante o Processo . . . . .	22
Figura 9 – Definição dos Pontos e Estrutura Geral do Modelo de Aeronave em Solo	24
Figura 10 – Representação das Forças Externas Atuando na Aeronave Durante Procedimento em Solo . . . . .	26
Figura 11 – Diagrama no Simulink para Resolução das Equações de Movimento do Modelo Longitudinal Desenvolvido . . . . .	28
Figura 12 – Diagrama do Sistema de Freio Simplificado Utilizado para a Aeronave .	31
Figura 13 – Ilustração de uma Velocidade de Referência sendo Utilizada em uma Roda Passando por Múltiplos Travamentos . . . . .	32
Figura 14 – Fluxograma para Detecção de Início ou Recuperação de <i>Skids</i> . . . . .	33
Figura 15 – Fluxograma para Alimentação do Controlador PID em Função do Comando de Frenagem e Aceleração da Roda . . . . .	34
Figura 16 – Diagrama no Simulink para Implementação da Lógica do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .	35
Figura 17 – Resultados dos Procedimentos de Frenagem da Aeronave em Testes Sem Uso do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .	37
Figura 18 – Aceleração Longitudinal da Aeronave e Parâmetros Associados à Mesma Durante Frenagem da Aeronave em Testes Sem Uso do Sistema de <i>Antiskid</i>	38
Figura 19 – Resultados dos Procedimentos de Frenagem da Aeronave em Testes com Uso do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .	40
Figura 20 – Aceleração Longitudinal da Aeronave e Parâmetros Associados à Mesma Durante Frenagem Testes com Uso do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .	41

Figura 21 – Comportamento Dinâmico da Velocidade e Modulação do Torque de Frenagem da Aeronave Durante a Realização de Frenagem em Pista Seca	42
Figura 22 – Comparação entre Procedimento de Frenagem em Pista Seca com Implementação do Sistema de <i>Antiskid</i> e Sem Utilização do Mesmo . . . .	43

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Organização dos Testes a Serem Realizados para Avaliação do Controlador <i>Antiskid</i> . . . . .	23
Tabela 2 – Definição dos Pontos e Parâmetros para Construção do Modelo Longitudinal da Aeronave . . . . .	26
Tabela 3 – Parâmetros da Aeronave e do Sistema de <i>Antiskid</i> Utilizados para a Realização dos Testes . . . . .	36
Tabela 4 – Parâmetros de Estudo para os Procedimentos de Frenagem sem Utilização do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .	39
Tabela 5 – Parâmetros de Estudo para os Procedimentos de Frenagem com Utilização do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .	43
Tabela 6 – Impacto do Sistema de <i>Antiskid</i> nos Procedimentos de Frenagem: Testes 1 e 4 (Pista Seca, CG Traseiro), 2 e 5 (Pista Molhada, CG Traseiro), 3 e 6 (Pista Molhada, CG Dianteiro) . . . . .	44

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\rho$	Densidade do ar
$t$	Tempo
$f$	Frequência
$F_{0x}$	Força de arrasto
$F_{0z}$	Força de sustentação
$F_{3x}, F_{4x}$	Forças de atrito longitudinal nos pneus do trem principal e de nariz
$F_{3z}, F_{4z}$	Forças normais nos pneus do trem principal e de nariz
$F_{rm}, F_{rn}$	Forças restauradoras nos trens de pouso principal e de nariz
$F_{dm}, F_{dn}$	Forças dissipativas nos trens de pouso principal e de nariz
$\tau_{\max}$	Torque máximo produzido pelos freios
$P_0, P_1, P_2, P_3, P_4$	Pontos representando CG, conexões e centros das rodas no sistema
$x_0, z_0$	Coordenadas do CG no sistema global
$d_{x01}, d_{x02}$	Distâncias horizontais do CG aos trens de pouso principal e de nariz
$d_{z01}, d_{z02}$	Distâncias verticais do CG aos trens de pouso principal e de nariz
$d_{13}, d_{24}$	Distâncias entre pontos específicos do sistema
$s_m, s_n$	<i>Stroke</i> dos trens de pouso principal e de nariz
$m_0$	Massa suspensa da aeronave
$m_3, m_4$	Massas das rodas nos trens de pouso principal e de nariz
$I_0$	Momento de inércia de arfagem da aeronave
$I_3, I_4$	Momentos de inércia das rodas nos trens de pouso principal e de nariz
$r_m, r_n$	Raios dos pneus nos trens de pouso principal e de nariz sem carga
$k_3, k_4$	Coefficientes de rigidez dos pneus nos trens de pouso principais e de nariz
$\mu_3, \mu_4$	Coefficientes de atrito entre pneus e solo dos trens de pouso principais e de nariz

$S$	Área da asa da aeronave
$C_l$	Coefficiente de sustentação
$C_d$	Coefficiente de arrasto
$v$	Velocidade longitudinal da aeronave
$\omega$	Velocidade angular das rodas
$g$	Aceleração da gravidade
$\theta$	Ângulo de arfagem
$U$	Energia potencial gravitacional
$K$	Energia cinética do sistema

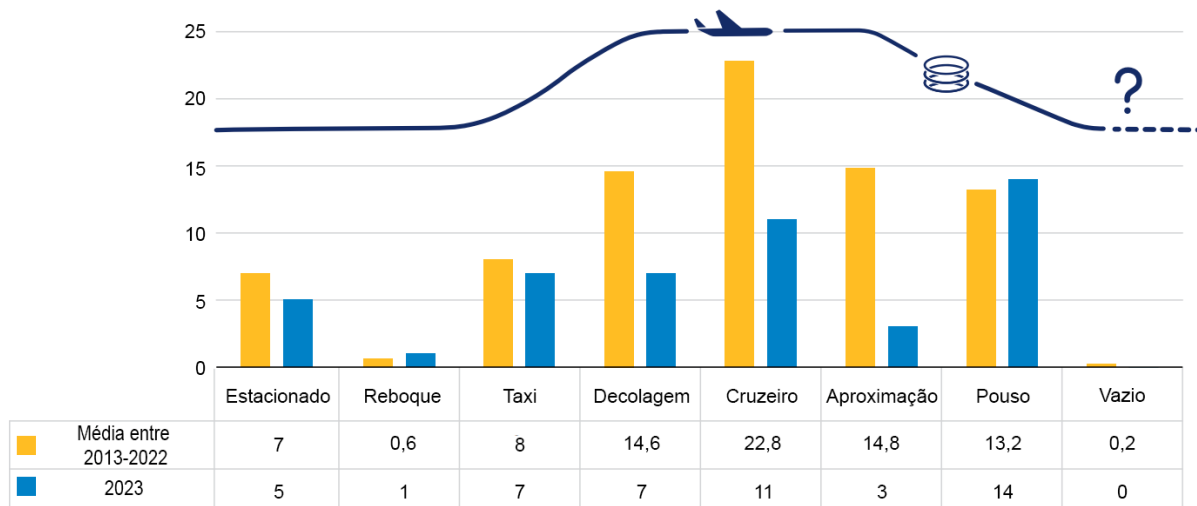
## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>13</b>
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . . .</b>	<b>15</b>
2.1	FORMULAÇÃO DE AERONAVE EM SOLO . . . . .	15
<b>2.1.1</b>	<b>Trem de Pouso . . . . .</b>	<b>16</b>
<b>2.1.2</b>	<b>Pneu . . . . .</b>	<b>17</b>
2.1.2.1	Coefficiente de Atrito entre Pneu e Pista . . . . .	18
2.2	SISTEMAS DE FRENAGEM PARA AERONAVES . . . . .	19
<b>3</b>	<b>MATERIAIS E MÉTODOS . . . . .</b>	<b>22</b>
3.1	ORGANIZAÇÃO GERAL DO MODELO DESENVOLVIDO . . . . .	22
3.2	DESCRIÇÃO DOS CASOS DE ESTUDO . . . . .	23
3.3	MODELAGEM DA AERONAVE LONGITUDINAL EM SOLO . . . . .	24
<b>3.3.1</b>	<b>Definição das Forças Externas no Sistema . . . . .</b>	<b>25</b>
<b>3.3.2</b>	<b>Obtenção das Equações de Movimento . . . . .</b>	<b>26</b>
<b>3.3.3</b>	<b>Modelagem das Forças Externas . . . . .</b>	<b>29</b>
3.3.3.1	Pneus . . . . .	29
3.3.3.2	Trens de Pouso . . . . .	30
3.3.3.3	Aerodinâmica . . . . .	30
<b>3.3.4</b>	<b>Modelagem do Sistema de Frenagem . . . . .</b>	<b>30</b>
3.4	SISTEMA DE CONTROLE DE FRENAGEM . . . . .	31
<b>3.4.1</b>	<b>Velocidade de Referência . . . . .</b>	<b>32</b>
<b>3.4.2</b>	<b>Lógica do Sistema de <i>Antiskid</i> . . . . .</b>	<b>33</b>
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO . . . . .</b>	<b>36</b>
4.1	SIMULAÇÃO DE POUSO SEM USO DO SISTEMA DE ANTISKID . . . . .	37
4.2	UTILIZAÇÃO DO SISTEMA DE ANTISKID DURANTE PROCEDIMENTOS DE FRENAGEM EM SOLO . . . . .	39
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO . . . . .</b>	<b>45</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>46</b>

## 1 INTRODUÇÃO

O setor de aviação é a maior indústria de transporte no planeta, e é considerado atualmente o meio de transporte mais seguro existente (MADEIRA *et al.*, 2021), com cerca de trinta milhões de voos realizados no ano de 2023 (The Boeing Company, 2023). Nesse contexto, cerca de 50% dos acidentes e incidentes graves em aeronaves na última década ocorreram com as mesmas realizando algum procedimento em solo, conforme ilustrado na Fig. 1. (AGENCY, 2024)

Figura 1 – Número de Acidentes e Incidentes Graves Ocorridos em Aeronaves Durante a Última Década



Fonte: Adaptado de Agency (2024).

Conforme novos requisitos e regulamentações são inseridos no setor de aviação visando aumentar a segurança do mesmo, surge a necessidade dos sistemas da aeronave em solo, como freios e trens de pouso, de se adaptarem e promoverem uma operação segura para diferentes condições adversas, sejam provocadas por fenômenos da natureza ou oriundas de alguma falha na aeronave (WU *et al.*, 2022). Em virtude do alto custo associado aos testes necessários para o desenvolvimento desses sistemas, o uso de sistemas computacionais e modelos de aeronaves em solo se mostram fundamentais no desenvolvimento de produtos no setor aeronáutico (GEORGIEVA; SERBEZOV, 2017).

Além de promoverem uma alternativa aos testes reais, o uso de modelos matemáticos para simular a dinâmica de aeronaves em solo permite a geração de sistemas genéricos, possibilitando o teste de diferentes configurações durante o processo de desenvolvimento da aeronave (ABDULHAMITBILAL; JAFAROV; KAVSAOĞLU, 2007). Dentre os possíveis sistemas para modelagem, o sistema de frenagem é um alvo interessante, considerando que

a maior quantidade de acidentes em aeronaves ocorre quando se é exigida a ação desse sistema, de forma que a simulação do mesmo é essencial para garantir um funcionamento seguro e de alto desempenho (CHEN *et al.*, 2018).

Embora a construção de modelos para aeronaves em solo apresente alta complexidade e a necessidade de muitos graus de liberdade para representar corretamente o comportamento encontrado em testes reais (COETZEE; KRAUSKOPF; LOWENBERG, 2006), a simulação dos sistemas de frenagem, em especial para o sistema de *antiskid*, responsável por aumentar o desempenho de frenagem por meio do gerenciamento dos escorregamentos dos pneus, a representação longitudinal da aeronave já se mostra suficiente (CHEN *et al.*, 2012).

Para a construção do modelo matemático da aeronave, o uso de *softwares* específicos para a representação de componentes físicos e dinâmica de multi-corpos como o ADAMS é uma abordagem possível e utilizada, como apresentado por Coetzee, Krauskopf e Lowenberg (2006). Contudo, há a possibilidade de construir modelos para a aeronave em solo considerando todas as forças atuando sobre a mesma, como realizado por Chen *et al.* (2012) e por Abdulhamitbilal, Jafarov e Kavsaoglu (2007). Essa alternativa, entretanto, pode ser aprimorada utilizando o formalismo de Euler-Lagrange para gerar as equações de movimento do sistema, como realizado por Kang *et al.* (2021) e Sivakumar, Subramanian e Giridharan (2024).

A necessidade de modelos capazes de representar a dinâmica dos sistemas da aeronave em solo durante os procedimentos de frenagem, juntamente com a chegada do conceito de *Model Based Systems Engineering* (MBSE) no setor de aviação, tornam a utilização de *softwares* como o MATLAB/Simulink uma excelente opção, visto sua alta versatilidade para integração com outras ferramentas utilizadas no desenvolvimento de sistemas (BOLL; VIEREGG; KEHRER, 2024) e capacidade para implementar controladores em sistemas dinâmicos, sendo o caso dos sistemas de *antiskid*.

Sendo assim, o objetivo desse trabalho consiste em construir um modelo longitudinal de aeronave em solo utilizando o formalismo de Euler-Lagrange, voltado para procedimentos de frenagem. A partir disso, desenvolver um sistema de *antiskid* no *software* Simulink com o intuito de aumentar o desempenho durante a frenagem e prevenir travamentos excessivos das rodas.

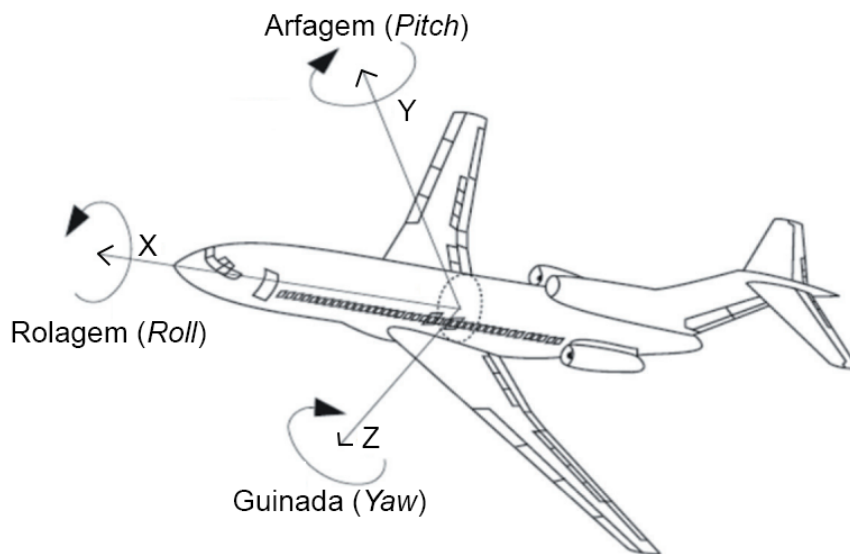
## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A representação de uma aeronave em solo para simulação e avaliação da interação da mesma com o solo envolve essencialmente elaborar as equações de movimento que governam a dinâmica da aeronave e construir os sistemas responsáveis por controlar o sistema de freios utilizado por esta em operações como pouso e decolagem abortada.

### 2.1 FORMULAÇÃO DE AERONAVE EM SOLO

Uma aeronave em voo possui seis graus de liberdade, representando as possibilidades de translação e rotação em um espaço tridimensional. Esses graus incluem três deslocamentos lineares e três angulares (rolagem, arfagem e guinada). conforme representado na Fig 2.

Figura 2 – Exemplo de Aeronave e seus Seis Graus de Liberdade de Movimento



Fonte: Adaptado de Biswas (2019).

A construção de modelos para representar e simular o comportamento apresentado por esses seis graus de liberdade das aeronaves pode ser feita utilizando *softwares* voltados para construção de modelos multicorpos, como o ADAMS, onde cada componente é integrado posteriormente para análise final, tal como elaborado por Coetzee, Krauskopf e Lowenberg (2006).

Outra solução, contudo, consiste em determinar as equações de movimento dos graus de liberdade do sistema por uma abordagem mais clássica, avaliando as forças atuando sobre a aeronave e determinando as equações de movimento do sistema, como

proposto por Georgieva e Serbezov (2017) e Chen *et al.* (2018) para construção de modelos matemáticos de aeronaves realizando operações em solo.

Um modo para gerar as equações de movimento para a aeronave consiste em aplicar conceitos de mecânica clássica e as equações de Lagrange no sistema, delimitando uma fronteira para a aeronave, de modo que então se calcula a energia do mesmo e são definidas as forças externas atuando neste, conforme foi aplicado por Kang *et al.* (2021) e por Sivakumar, Subramanian e Giridharan (2024) na modelagem de aeronaves em solo.

Diferente de uma situação em voo, simulações de aeronaves em solo requerem uma representação detalhada sobre os trens de pouso e pneus, responsáveis por dissipar e amortecer o impacto em solo, bem como promover a interação com a pista, de forma que tais simulações adicionam novos graus de liberdade ao sistema, normalmente se referindo à compressão dos amortecedores dos trens de pouso, ou algum movimento lateral, conforme abordado por Sivakumar, Subramanian e Giridharan (2024).

Nesse contexto, a aeronave é segmentada em massas suspensas, suportadas pelos trens de pouso, e não suspensas, como os conjuntos de rodas, pneus e freios. O formalismo Lagrangiano é então utilizado para avaliar a dinâmica da aeronave em solo, como as velocidades longitudinal, lateral, *sink rate* e os ângulos de arfagem, guinada e rolagem, além de ser capaz de analisar as cargas e vibrações que componentes, tais como os trens de pouso, estão submetidos durante as operações em solo.

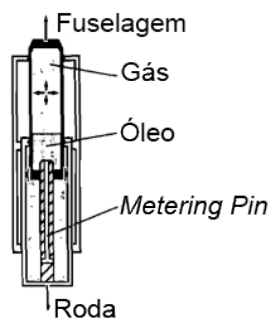
### 2.1.1 Trem de Pouso

A formulação dos trens de pouso das aeronaves em solo busca representar essencialmente a absorção de energia causada pelos mesmos durante operações em solo, consistindo basicamente em um amortecedor e uma mola (DINC; GHARBIA, 2020).

Devido aos componentes internos dos amortecedores utilizados nos trens de pouso, como gases e óleos que são movimentados durante o processo de compressão e extensão dos pistões, a dinâmica para trens de pouso é considerada não-linear (COETZEE; KRAUSKOPF; LOWENBERG, 2006).

Embora alguns trabalhos busquem alternativas para o amortecimento presente em trens de pouso, como apresentado por Kang *et al.* (2021) com o uso de fluidos magneto reológicos, ou opções utilizando um sistema ativo para o óleo presente no amortecedor tal como apresentado por Zarchi e Aghamirbaha (2016), os amortecedores mais comumente utilizados em aeronaves são do tipo óleo pneumático passivo, cujo diagrama é apresentado na Fig 3.

Figura 3 – Esquemático de um Amortecedor Óleo Pneumático Passivo



Fonte: Adaptado de KRÜGER I. BESSELINK e KRABACHER (1997).

No sistema apresentado pela Fig. 3, a movimentação do pistão altera o volume de gás no interior do amortecedor; este, por sua vez, exerce uma força restauradora no pistão, similar a uma curva politrópica (TURBUK; PAGLIONE, 2010), dada de forma geral pela relação:

$$F(s) = P_0 A \left( \frac{V_0}{V(s)} \right)^\gamma, \quad (1)$$

no qual  $F(s)$  representa a força restauradora,  $P_0$  e  $V_0$  se referem à pressão e ao volume de gás no interior do amortecedor quando esse está totalmente estendido, enquanto  $V$  simboliza o volume de gás no interior do amortecedor para um deslocamento  $s$  do pistão com área de contato  $A$ . Os valores de  $\gamma$  oscilam entre 1 e 1,4 ao longo do amortecimento, variando entre uma curva isotérmica e uma curva adiabática.

O óleo presente no amortecedor, por sua vez, passa entre as câmaras do mesmo através de um orifício cujo diâmetro é alterado por um *metering pin*, alterando assim o coeficiente de amortecimento do sistema de acordo com o deslocamento do pistão (KRÜGER I. BESSELINK; KRABACHER, 1997).

### 2.1.2 Pneu

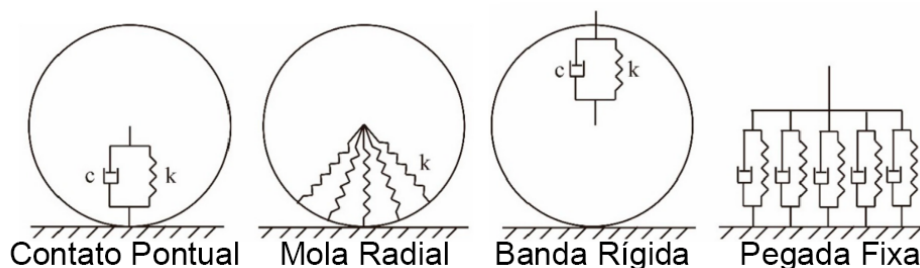
A estrutura dos pneus utilizados em aeronaves difere em partes da estrutura encontrada em pneus voltados para veículos como carros e caminhões, uma vez que estão sujeitos a cargas, velocidades e pressões internas mais elevadas (CORREIA; FERREIRA, 2021).

Embora apresente algumas características específicas, os pneus de aeronaves podem ser representados de maneira análoga aos pneus automotivos, sendo constituídos normalmente por um elemento dissipativo e um elemento para representar a compressão e extensão do pneu à medida que uma carga é aplicada ao mesmo (SAE, 2023).

Embora a representação com o elemento dissipativo busque aumentar a fidelidade do modelo de pneu, e seja utilizado para simulações de efeitos em solo de aeronaves (SIVAKUMAR; SUBRAMANIAN; GIRIDHARAN, 2024), a ordem de grandeza desse

amortecimento é relativamente inferior ao amortecimento produzido pelos trens de pouso, de forma que pode-se também representar o pneu apenas por uma mola com um coeficiente de rigidez (TURBUK; PAGLIONE, 2010). Na Fig. 4 estão apresentados alguns exemplos de modelos para representação de pneus em contato com o solo.

Figura 4 – Exemplos de Diferentes Modelos para Representação de Pneus em Contato com o Solo



Fonte: Adaptado de Yang *et al.* (2018).

Outro ponto de análise para a representação do pneu é dado pela deformação do mesmo devido ao rolamento em pista. Essa deformação altera o raio de rolagem do pneu, que pode ser calculado nas cargas aplicadas e características do mesmo (WRETLIND; WÄRN, 2023).

#### 2.1.2.1 Coeficiente de Atrito entre Pneu e Pista

O modelo mais amplamente utilizado para representar as forças de atrito produzidas entre um pneu e um pavimento é dado pelo modelo de Pacejka, ou "*Magic Formula*", desenvolvido a pedido de fabricantes automotivos que buscavam simular e ajustar o modelo de seus produtos durante a fase de desenvolvimento dos mesmos (PACEJKA, 2005).

Embora esse modelo seja considerado o padrão, e utilizado para simulações de dinâmica de solo de aeronaves como apresentado por Stoicescu (2011), a grande quantidade de parâmetros necessários para alimentar o modelo e torná-lo funcional leva à criação de modelos mais simples, que apresentam alta fidelidade quando comparados com os resultados de pneus em testes reais (WOOD; BLUNDELL; SHARMA, 2012).

Um dos modelos para pneus simples para ser implementado é conhecido como modelo de Dugoff, necessitando como parâmetro de entrada apenas um coeficiente de atrito máximo da pista e um coeficiente de rigidez do pneu para estimar a força de atrito produzida pelo mesmo em contato com o solo (DUGOFF; FANCHER; SEGEL, 1970).

Embora simples, o modelo de Dugoff não apresenta a mesma fidelidade que é encontrada, tal como obtida utilizando o modelo de Pacejka, de modo que são realizadas modificações no mesmo, visando tornar o modelo mais próximo dos resultados encontrados durante testes reais (CHEN *et al.*, 2013).

Essas modificações tornam o modelo de Dugoff uma opção viável em simulações nas quais não são conhecidos todos os parâmetros necessários para alimentar modelos mais complexos. O contato entre o pneu e o solo produz uma força de atrito longitudinal, cujo módulo é dado por:

$$F_{long} = \mu N, \quad (2)$$

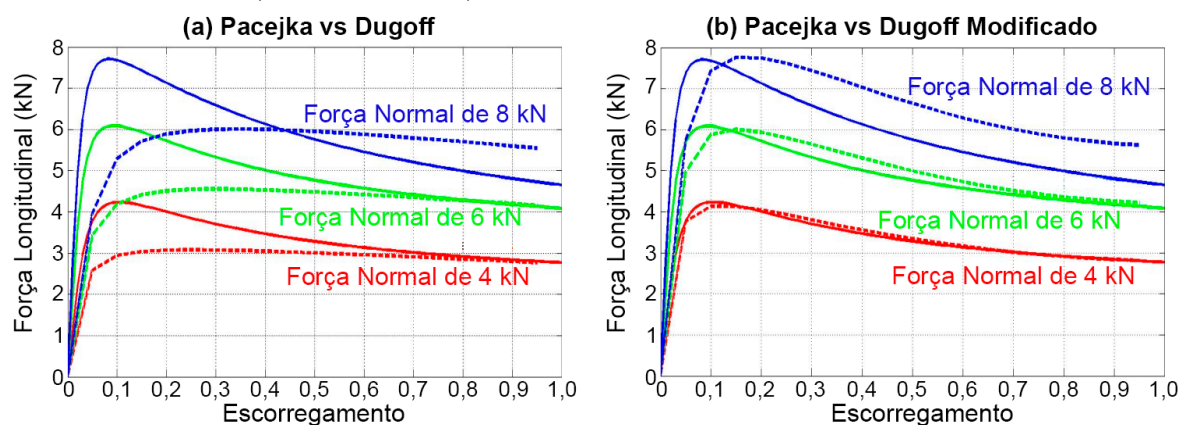
em que  $F_{long}$  representa a força de atrito longitudinal,  $\mu$  se refere ao coeficiente de atrito entre o pneu e a pista, enquanto a força normal exercida pelo solo devido à carga aplicada sobre o pneu é dada por  $N$ .

O coeficiente de atrito entre o pneu e a pista é alterado de acordo com o escorregamento do pneu (*slip*), calculado com base na velocidade linear de rotação ( $v_{rot}$ ) e a velocidade de translação ( $v_{trans}$ ) do mesmo:

$$slip = 1 - \frac{v_{rot}}{v_{trans}}. \quad (3)$$

Em situações com rolamento ideal, o escorregamento é nulo, já em cenários onde há um deslizamento perfeito, o escorregamento assume valor 1. Em qualquer situação onde o escorregamento do pneu assume valor não nulo, um *skid* está ocorrendo. A variação do escorregamento, assim como a magnitude da força normal aplicada sobre os pneus, leva à alteração da força de atrito longitudinal, conforme pode ser observado na Fig. 5.

Figura 5 – Comparação entre o Modelo de Pacejka (linha contínua) com o Modelo de Dugoff (linha tracejada) Original e Modificado



Fonte: Adaptado de Bhoraskar e Sakthivel (2017).

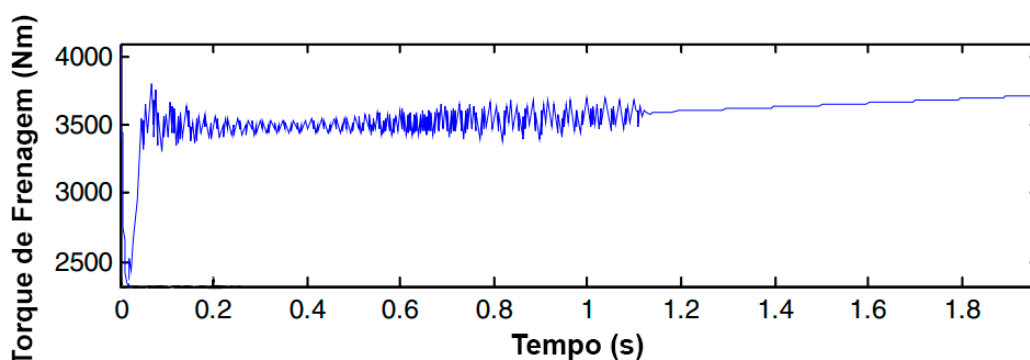
## 2.2 SISTEMAS DE FRENAGEM PARA AERONAVES

Sistemas de frenagem para aeronaves podem ser equipados com um sistema de *antiskid*, cujo objetivo é aumentar o desempenho de frenagem da aeronave durante procedimentos de frenagem. Esses tipos de sistemas são opcionais, porém, caso presentes,

devem ser capazes de atuar em diferentes condições de pistas e configurações de aeronave sem ajustes externos (FAA, 2024b).

Sistemas de *antiskid* são categorizados em três diferentes tipos, aumentando a complexidade e capacidade de resposta em diferentes condições: *On-Off*, *Quasi-Modulated* e *Fully-Modulated* (SAE, 2023). O primeiro se assemelha aos sistemas convencionais de freios do tipo *Anti-lock braking system* (ABS), no qual o comando de frenagem oscila entre dois estados possíveis (ligado/desligado), de acordo com o escorregamento dos pneus, resultando em um torque de frenagem similar ao apresentado na Fig. 6.

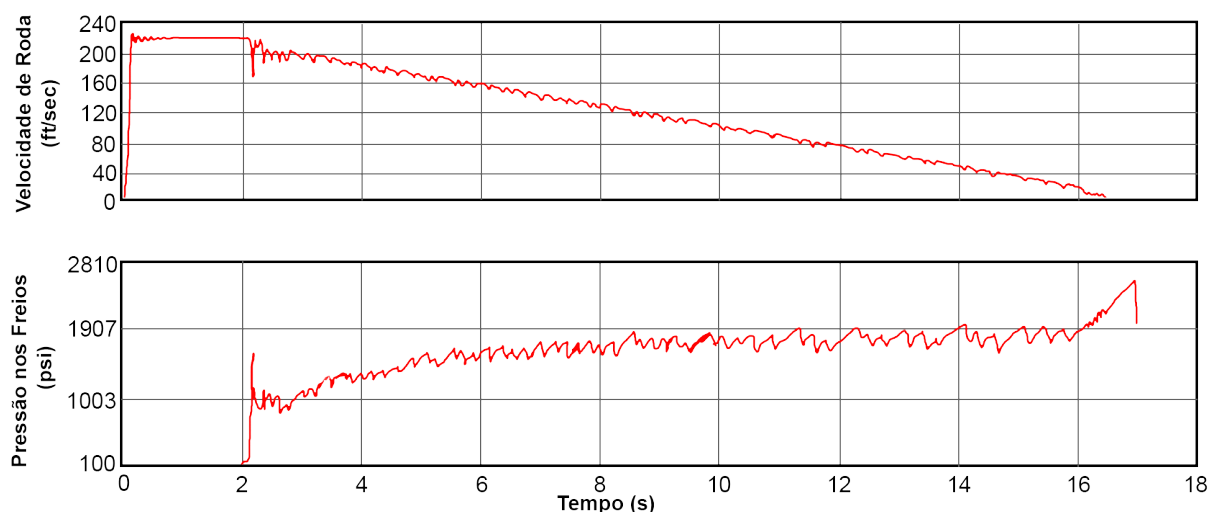
Figura 6 – Torque de Frenagem Aplicado em um Conjunto de Rodas Equipado com um Sistema ABS



Fonte: Adaptado de Harifi *et al.* (2008).

O comando de frenagem enviado por sistemas *On-Off* assume valores fixos para aumento ou redução do mesmo, resultando em um controle pulsante, conforme é evidenciado na Fig. 6 com o torque de frenagem oscilando com amplitude similar ao longo do tempo.

Já para os sistemas *Quasi-Modulated* e *Fully-Modulated*, o comando de frenagem é modulado de acordo com a condição atual do pneu e o tipo de *skid* que o mesmo está apresentando, sendo que, para os sistemas *Quasi-Modulated* há uma quantidade pré-definida de comandos, enquanto os sistemas *Fully-Modulated* são capazes de analisar de maneira independente quaisquer condições existentes (SAE, 2023). Na Fig. 7, é apresentado um exemplo de sistema *Fully-Modulated* durante um procedimento de frenagem em pista seca.

Figura 7 – Exemplo de Sistema *Fully-Modulated* Atuando Durante um Procedimento de Frenagem em Pista Seca

Fonte: Adaptado de SAE (2023).

Sistemas de *antiskid Fully-Modulated* buscam aumentar o desempenho de frenagem da aeronave. Quando o pneu não apresenta travamento, o sistema comanda um aumento na pressão nos freios, reduzindo a velocidade da roda. No momento em que um travamento é detectado, o sistema alivia de maneira gradual a pressão até que as rodas voltem para uma velocidade de referência. Esse processo é repetido ao longo de todo o procedimento de frenagem, com a modulação da pressão variando de acordo com a desaceleração da roda, a condição da pista e a velocidade longitudinal da aeronave, sendo capaz de responder de maneira autônoma ao longo de todo o processo.

A lógica para implementação de um sistema de *antiskid* com comportamento similar ao apresentado na Fig. 7 não é restrita, devendo apenas garantir que tal sistema seja aprovado durante o processo de certificação da aeronave. Dentre os critérios, destaca-se que nenhuma falha simples (qualquer falha ou conjunto de falhas que não possa ser demonstrado como independente entre si FAA (2024a)), em quaisquer sistemas, deve resultar em uma falha catastrófica na aeronave (uma condição de falha que resultaria em múltiplas fatalidades, geralmente com a perda da aeronave FAA (2024a)).

Essa colocação restringe a modulação do comando de frenagem pelo sistema de *antiskid*, que necessita dos dados de velocidade das rodas controladas e de uma velocidade de referência para avaliar a situação em que essas rodas se encontram. Em sistemas ABS convencionais ou em algumas arquiteturas de sistemas de *antiskid*, a velocidade de referência utilizada é a própria velocidade longitudinal da aeronave (CHEN *et al.*, 2012), em sistemas mais complexos, a velocidade de referência é determinada diretamente pelo sistema de *antiskid*, utilizando como base a velocidade angular das rodas (SAE, 2023).

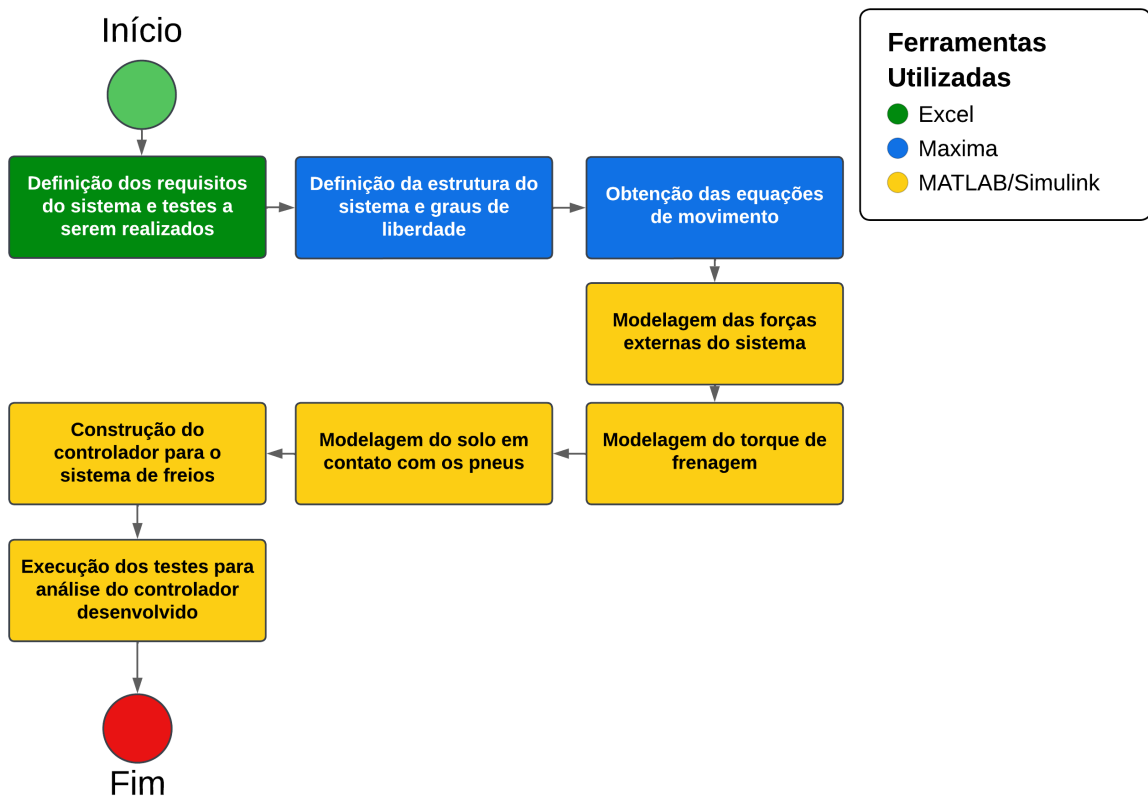
### 3 MATERIAIS E MÉTODOS

O trabalho desenvolvido consistiu na construção de um modelo matemático representando uma aeronave em solo, utilizando conceitos de mecânica clássica. Este, então, foi implementado em um ambiente de simulação, onde foram desenvolvidas as forças atuando sobre esse sistema e a lógica para gerenciar o torque de frenagem aplicado nas rodas da aeronave durante os procedimentos de frenagem.

#### 3.1 ORGANIZAÇÃO GERAL DO MODELO DESENVOLVIDO

A implementação de um sistema de controle de frenagem requer uma plataforma para teste desse sistema. A primeira etapa do desenvolvimento se trata da construção do modelo da aeronave em solo para fornecer os dados necessários para os testes do controlador do sistema de freios. A Fig. 8 apresenta de modo geral as etapas desenvolvidas no trabalho, bem como as principais ferramentas utilizadas em cada passo.

Figura 8 – Etapas de Desenvolvimento do Trabalho e Principais Ferramentas Utilizadas Durante o Processo



Fonte: Autoria Própria.

Conforme é apresentado na Fig. 8, o desenvolvimento do trabalho partiu inicialmente da definição dos requisitos no sistema, buscando entender quais testes seriam realizados com o controlador do sistema de frenagem, definindo assim a complexidade do modelo da aeronave que deveria ser construído. Em seguida, foram definidas as equações de movimento com base nos graus de liberdade adotados e, posteriormente, o sistema e todas as forças atuando no mesmo foram modelados no Simulink.

### 3.2 DESCRIÇÃO DOS CASOS DE ESTUDO

A escolha dos casos de estudo se deu principalmente com base nos requisitos exigidos para sistemas de frenagem de aeronaves civis, como o 14-CFR 25.735 (FAA, 2024c), bem como a recomendação de como o sistema deve ser implementado, indicada pela *Advisory Circular* (AC) 25.735-1 (FAA, 2024b). A partir dessas, duas principais características para testes foram levantadas:

- O sistema de controle de frenagem deve funcionar em diferentes condições de pista;
- O sistema de *antiskid* deve ser capaz de lidar com diferentes configurações de carga na aeronave.

Baseado nos dois pontos apresentados, considerou-se então que a alteração da condição de pista se daria alterando o fator de atrito da pista em que a aeronave está situada, enquanto a configuração de carga seria alterada de acordo com a posição do Centro de Gravidade (CG) da mesma. Desse modo, foi organizada a Tab. 1 com os testes necessários para validar o controlador *antiskid* desenvolvido.

Tabela 1 – Organização dos Testes a Serem Realizados para Avaliação do Controlador *Antiskid*

Teste	<i>Antiskid</i> Implementado?	Condição de Pista	Localização do CG
1	Não	Seca	Traseiro
2	Não	Molhada	Traseiro
3	Não	Molhada	Dianteiro
4	Sim	Seca	Traseiro
5	Sim	Molhada	Traseiro
6	Sim	Molhada	Dianteiro

Conforme é dado na Tab. 1, realizaram-se duas sequências de testes, sendo uma antes da implementação do sistema de *antiskid* e uma posteriormente a essa implementação. O teste em pista seca com CG traseiro busca maximizar a força de frenagem, enquanto os demais buscam reduzir a força de frenagem, seja reduzindo o fator de atrito máximo ao colocar uma pista molhada, ou posicionando o CG mais dianteiro, de modo a reduzir a carga sobre o trem de pouso principal. Em todos os testes, o piloto envia um comando de máxima frenagem para a aeronave, porém, quando o sistema de *antiskid* está implementado, o comando de frenagem é alterado ao longo do funcionamento do sistema.

Para análise do sistema de *antiskid*, foram considerados os seguintes parâmetros para análise:

- Distância de parada: Distância percorrida pela aeronave desde a aplicação do comando de frenagem até a velocidade em solo atingir 0,1 m/s;
- Eficiência: Eficiência do sistema *antiskid* utilizando como base o torque aplicado nas rodas do trem de pouso principal, conforme definido pela AIR1739B (SAE, 2023);
- Travamento de roda: Tempo total em que as rodas do trem de pouso principal apresentam escorregamento superior à 0,2 desde a aplicação do comando de frenagem até a velocidade em solo atingir 0,1 m/s.

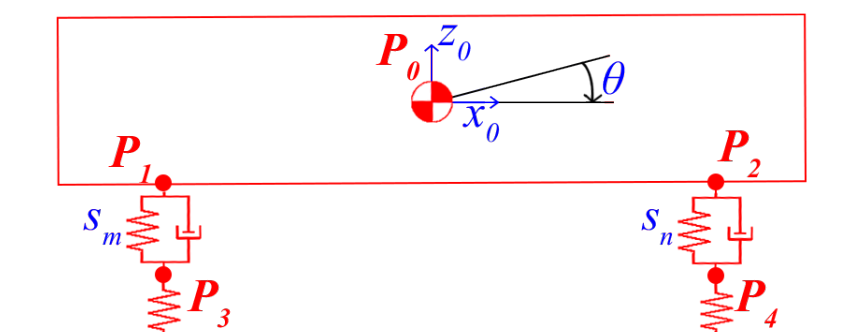
### 3.3 MODELAGEM DA AERONAVE LONGITUDINAL EM SOLO

O principal limitador encontrado na construção do modelo de aeronave foi a disponibilidade de informações. Com base na revisão bibliográfica realizada, foi utilizada como base uma aeronave F4-Phantom (CHEN *et al.*, 2012).

Com base nos casos de estudo, nos objetivos e complexidade do trabalho, decidiu-se construir um modelo longitudinal para a aeronave, sem atuações de forças e movimentos laterais, uma vez que os parâmetros definidos na seção 3.2, bem como os objetivos do trabalho, já seriam satisfeitos com um modelo simplificado.

Dessa forma, para a modelagem em solo, considerou-se um corpo rígido representando a fuselagem e as demais estruturas da aeronave, além de massas que representam as rodas dos trens de pouso principais e do trem de pouso de nariz. Cada trem de pouso, por sua vez, possui um sistema de amortecimento do tipo óleo pneumático passivo (TURBUK; PAGLIONE, 2010). A Fig. 9 apresenta a estrutura do modelo desenvolvido.

Figura 9 – Definição dos Pontos e Estrutura Geral do Modelo de Aeronave em Solo



Fonte: Autoria Própria.

Seguindo o diagrama apresentado na Fig. 9, o ponto  $P_0$  representa as coordenadas do CG da aeronave, enquanto  $P_1$  e  $P_2$  representam as coordenadas da conexão da fuselagem com os trens de pouso principal e de nariz, respectivamente. Já o ângulo de arfagem da aeronave é representado por  $\theta$ . Por fim, as coordenadas do centro das rodas dos trens de

pouso principais são dadas por  $\mathbf{P}_3$ , enquanto  $\mathbf{P}_4$  simboliza as coordenadas do centro das rodas do trem de pouso de nariz.

Os pontos presentes na Fig. 9 apresentam uma rotação em torno do CG, simbolizada pelo ângulo de arfagem (*pitch*), dado por  $\theta$ . Cada ponto  $\mathbf{P}_n$ , por sua vez, tem suas coordenadas dadas em relação ao nível do solo, de modo que:

$$\mathbf{P}_n = (x_n, z_n) \quad (4)$$

A distância entre dois pontos, por sua vez, é dada de modo geral por  $d_{ij}$ , nos quais  $i$  e  $j$  representam o índice do ponto, tal que:

$$d_{ij} = \|\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_j\| = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (z_i - z_j)^2} = \sqrt{(d_{x_{ij}})^2 + (d_{z_{ij}})^2} \quad (5)$$

Os deslocamentos dos pistões nos trens de pouso são definidos por:

$$s_m = l_m - d_{13}, \quad (6)$$

$$s_n = l_n - d_{24}, \quad (7)$$

em que  $s_m$  e  $s_n$  representam o descolamento (*stroke*) dos trens de pouso principais e de nariz, respectivamente, enquanto  $l_m$  e  $l_n$  representam o comprimento dos mesmos quando estão totalmente estendidos.

Baseando-se na Fig. 9 e considerando que se trata de um modelo longitudinal, os graus de liberdade do sistema são dados por:

$$\mathbf{q} = (x_0 \quad z_0 \quad s_m \quad s_n \quad \theta) \quad (8)$$

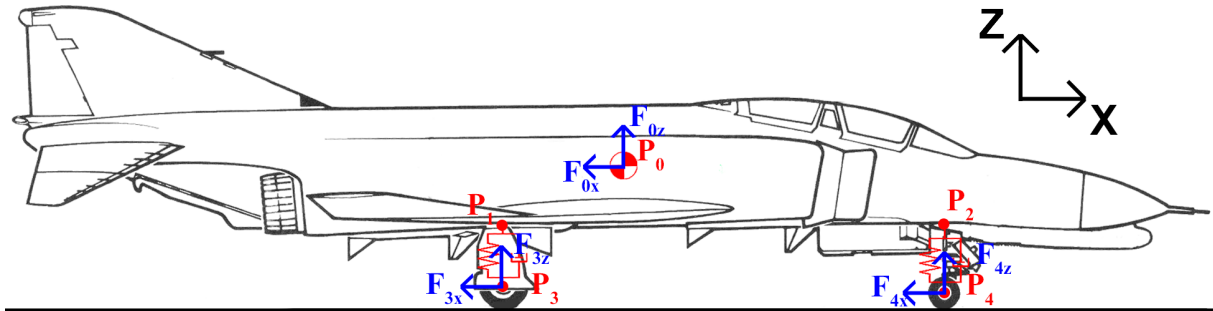
### 3.3.1 Definição das Forças Externas no Sistema

Para a modelagem da aeronave, as fronteiras do sistema foram delimitadas de modo a considerar que toda força produzida em razão da interação entre a aeronave com o solo ou com o ar fosse externa ao sistema, juntamente com as forças produzidas no interior dos amortecedores de cada trem de pouso. A Fig. 10 apresenta a localização e nomenclatura das forças externas no sistema.

Seguindo o diagrama apresentado pela Fig. 10, as forças  $\mathbf{F}_{0z}$  e  $\mathbf{F}_{0x}$  atuam sobre o ponto  $\mathbf{P}_0$  e representam as forças de sustentação e de arrasto, respectivamente. As forças  $\mathbf{F}_{3x}$  e  $\mathbf{F}_{4x}$  referem-se, respectivamente, às forças de atrito entre os pneus do trem de pouso principal e do trem de pouso de nariz em contato com o solo. Por fim, as forças normais exercidas sobre a aeronave são representadas por  $\mathbf{F}_{3z}$  e  $\mathbf{F}_{4z}$ , dadas em função da carga sobre o trem de pouso principal e sobre o trem de pouso de nariz.

Adicionalmente às forças apresentadas na Fig. 10, os trens de pouso são representados por um par de forças, sendo uma do tipo restauradora e outra responsável pelo

Figura 10 – Representação das Forças Externas Atuando na Aeronave Durante Procedimento em Solo



Fonte: Autoria Própria.

amortecimento do sistema. Tais forças são representadas por  $F_{rm}$  e  $F_{dm}$  para o trem de pouso principal, enquanto  $F_{rn}$  e  $F_{dn}$  se referem às forças geradas no amortecedor do trem de pouso de nariz.

### 3.3.2 Obtenção das Equações de Movimento

A obtenção das equações de movimento do sistema consiste em determinar e solucionar as expressões que definem a posição dos cinco graus de liberdade definidos para o sistema.

Os pontos apresentados na Fig. 9 apresentam sistemas de coordenadas locais. Para construir a dinâmica do sistema, foi necessário utilizar uma sequência de transformações homogêneas para representar todos os pontos em relação ao CG da aeronave. A Tab. 2 fornece as distâncias e as rotações dos pontos para a construção das matrizes de transformação homogêneas.

Tabela 2 – Definição dos Pontos e Parâmetros para Construção do Modelo Longitudinal da Aeronave

Ponto	X	Z	Rotação no eixo Y
$P_0$	$x_0$	$z_0$	0
$P_1$	$d_{x01}$	$d_{z01}$	$\theta$
$P_2$	$d_{x02}$	$d_{z02}$	$\theta$
$P_3$	0	$l_m - s_m$	0
$P_4$	0	$l_n - s_n$	0

As equações de movimento para os cinco graus de liberdade do modelo desenvolvido foram deduzidas utilizando o formalismo de Euler-Lagrange. Para tanto, a energia potencial e a energia cinética do sistema foram levantadas.

No modelo desenvolvido, a energia potencial do sistema consiste apenas em energia potencial gravitacional, resultante das massas posicionadas em cada ponto do sistema, tal

que:

$$U = \sum_{i=0}^4 m_i g z_i \quad (9)$$

nesse caso  $U$  representa a energia potencial do sistema,  $i$  representa o índice do ponto analisado e  $m_i$  simboliza a massa localizada no ponto  $\mathbf{P}_i$ . A massa  $m_0$  representa toda a massa suspensa da aeronave, enquanto  $m_3$  e  $m_4$  se referem às massas das rodas e estrutura do trem de pouso principal e do trem de pouso de nariz, respectivamente. Por fim, considerou-se que qualquer massa suspensa da aeronave se encontra localizada no CG, de forma que  $m_1$  e  $m_2$  são nulas.

A energia cinética do sistema, por sua vez, foi dada em função da translação das massas do sistema, bem como a rotação das mesmas em torno do CG da aeronave, resultando então em:

$$K = \sum_{i=0}^4 \frac{m_i \dot{z}_i^2}{2} + \frac{I_i \dot{\theta}^2}{2} \quad (10)$$

nesse caso  $m_i$  e  $I_i$  representam a massa e o momento de inércia de rotação em torno do CG da aeronave.  $I_0$  representa o momento de inércia do corpo rígido da aeronave, cuja massa está localizada no CG. Assim como  $m_1$  e  $m_2$ ,  $I_1$  e  $I_2$  são dados como nulos. Por último,  $I_3$  e  $I_4$  são definidos considerando as massas  $m_3$  e  $m_4$  e suas distâncias em relação ao CG, resultando em:

$$I_3 = m_3 d_{03}^2, \quad (11)$$

$$I_4 = m_4 d_{04}^2 \quad (12)$$

O trabalho virtual realizado pelas forças externas foi dado multiplicando a respectiva força externa pelo deslocamento do ponto onde essa mesma força atua, tal que:

$$W = (\mathbf{F}_{0x} + \mathbf{F}_{0z}) \mathbf{P}_0 + (\mathbf{F}_{3x} + \mathbf{F}_{3z}) \mathbf{P}_3 + (\mathbf{F}_{4x} + \mathbf{F}_{4z}) \mathbf{P}_4 + W_{lg} \quad (13)$$

O termo  $W_{lg}$  presente na Eq. 13 é dado pelo módulo das forças  $\mathbf{F}_{rm}$  e  $\mathbf{F}_{rn}$  produzidas pelos dois amortecedores dos trens de pouso multiplicado pelos deslocamentos  $s_m$  e  $s_n$ , respectivamente.

Para incluir as forças dissipativas produzidas nos amortecedores ( $\mathbf{F}_{dm}$  e  $\mathbf{F}_{dn}$ ) no cálculo das equações de movimento do sistema, utilizou-se um fator dissipativo  $D$ , em que:

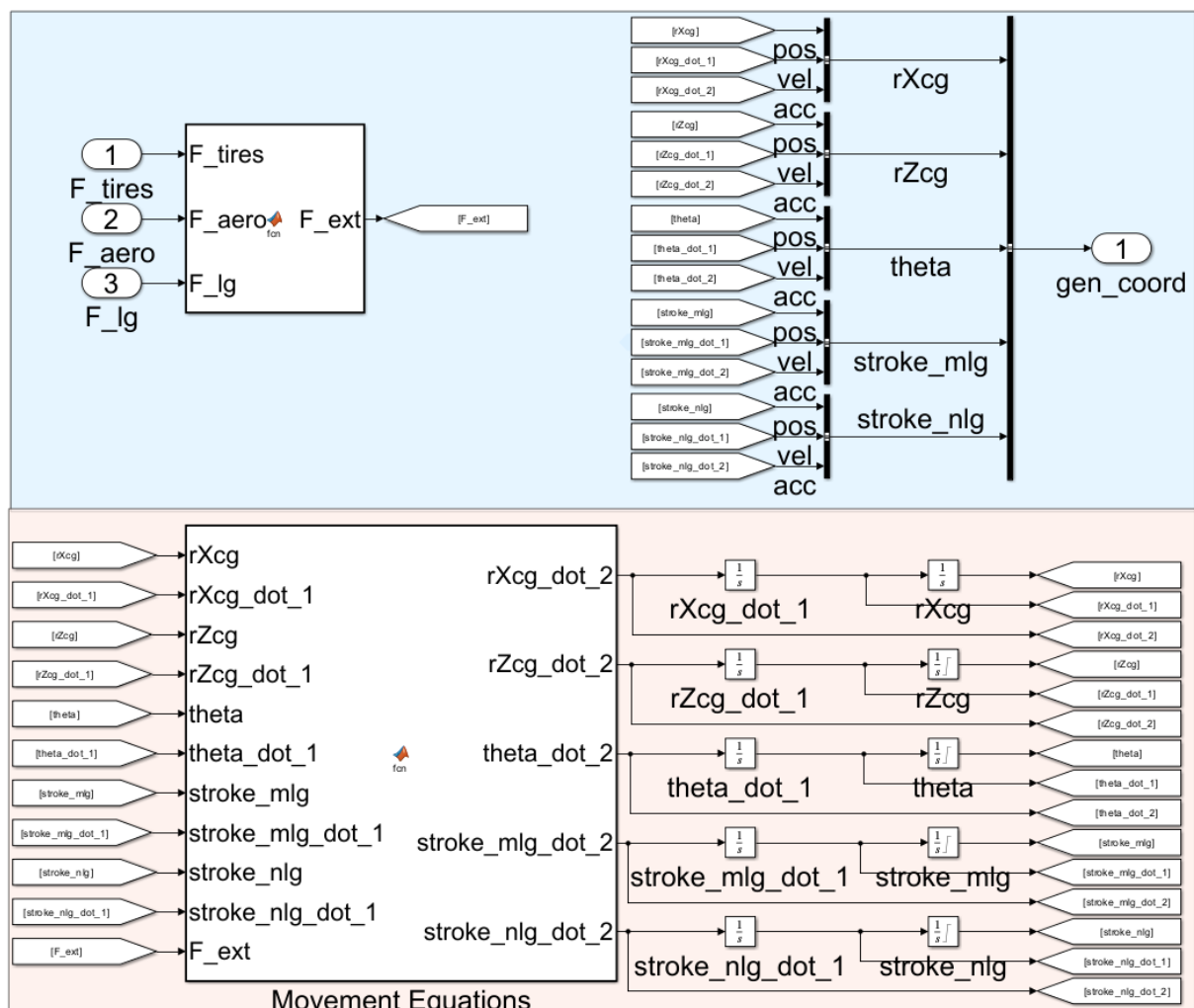
$$D = \|\mathbf{F}_{dm}\| \frac{ds_m}{dt} + \|\mathbf{F}_{dn}\| \frac{ds_n}{dt} \quad (14)$$

A existência do fator dissipativo  $D$  se fez necessário apenas para automatizar a rotina de cálculos no *software* Maxima, de tal forma que, para cada coordenada generalizada  $q_i$  presente no vetor dado na Eq. 8, foi gerada uma expressão da forma:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial (K - U)}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial (K - U)}{\partial q_i} = \frac{\partial W}{\partial q_i} - \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} \quad (15)$$

Após utilizar a Eq. 15 para cada grau de liberdade, foi gerado um sistema de cinco equações acopladas. Utilizou-se o comando *solve* do Maxima para desacoplar esse sistema. Esse processo foi realizado para produzir um conjunto de cinco expressões diferenciais ordinárias de segunda ordem, em que a aceleração de um grau de liberdade não estava presente explicitamente nas demais expressões. Para solucionar e determinar a dinâmica do sistema, as expressões foram alocadas em um diagrama no Simulink, apresentado na Fig. 11.

Figura 11 – Diagrama no Simulink para Resolução das Equações de Movimento do Modelo Longitudinal Desenvolvido



Fonte: Autoria Própria.

A Fig. 11 separa o diagrama em duas regiões. A região em azul consiste em todas as entradas e saídas do sistema, correspondentes às forças externas e às informações sobre os cinco graus de liberdade, respectivamente. A região em vermelha contém todas as equações

de movimento obtidas após o processo de desacoplamento realizado no Maxima. Esse conjunto de expressões gera as segundas derivadas temporais de cada grau de liberdade, que então passam por dois integradores para obter a posição de cada grau.

### 3.3.3 Modelagem das Forças Externas

As forças externas definidas na seção 3.3.1 foram especificadas no Maxima de modo genérico, enquanto os cálculos e a utilização das mesmas ficaram reservados para o Simulink. Com base na Fig. 10, as forças foram classificadas em três tipos: Pneus, Trem de Pouso e Aerodinâmica.

#### 3.3.3.1 Pneus

Para o modelo desenvolvido, as forças exercidas em cada pneu da aeronave são representadas pela força normal quando em contato com o solo, bem como a força de atrito longitudinal. Para a primeira, foi considerada uma relação linear entre a força produzida e a deflexão do pneu, de modo que:

$$F_{3z} = k_3 (r_m - z_3) \wedge (z_3 \leq r_m) \quad (16)$$

$$F_{4z} = k_4 (r_n - z_4) \wedge (z_4 \leq r_n) \quad (17)$$

Nesse caso  $k_3$  e  $k_4$  representam o coeficiente de rigidez dos pneus no trem de pouso principal e no trem de pouso de nariz, respectivamente, enquanto  $r_m$  e  $r_n$  simbolizam os raios dos pneus instalados no trem de pouso principal e no trem de pouso de nariz, quando não há carga aplicada sobre os mesmos.

Quando algum dos pneus não está em contato com o solo, as Eqs. 16 e 17 não são satisfeitas, e assume-se que a força normal sobre o respectivo pneu é nula.

Com relação à força de atrito longitudinal, considera-se que ela é proporcional à força normal sobre o pneu, da seguinte forma:

$$F_{3x} = \mu_3 F_{3z} \quad (18)$$

$$F_{4x} = \mu_4 F_{4z} \quad (19)$$

Os coeficientes de atrito entre o solo e os pneus do trem de pouso principal e os pneus do trem de pouso de nariz são dados por  $\mu_3$  e  $\mu_4$ , respectivamente. O cálculo dos mesmos foi realizado utilizando um modelo de Dugoff modificado, apresentado por Chen *et al.* (2013), devido à sua simplicidade para implementação e proximidade dos valores encontrados em modelos mais complexos, como o modelo de Pacejka.

### 3.3.3.2 Trens de Pouso

A modelagem dos trens de pouso da aeronave em questão consiste em determinar as forças restauradoras e de amortecimento dos trens de pouso principais e do trem de pouso de nariz. Considerou-se, para ambos os trens, amortecedores do tipo óleo pneumático, conforme abordado por Correia e Ferreira (2021), com adição de um *metering pin* para modificar o coeficiente de amortecimento de acordo com o movimento do pistão.

A pressão do gás no interior do amortecedor pode ser aproximada como o resultado de compressões e expansões adiabáticas, que ocorrem durante o movimento do pistão. Os valores absolutos, bem como os deslocamentos máximos dos amortecedores, dependem do modelo de aeronave utilizado. Para esse trabalho, foram utilizadas as mesmas curvas dos amortecedores apresentados por Turbuk e Paglione (2010).

O amortecimento produzido pelo óleo no interior do amortecedor é proporcional ao quadrado da velocidade de deslocamento do pistão. O *metering pin* foi representado no modelo alterando o coeficiente de amortecimento de modo linear, dado em função do deslocamento do pistão no interior do amortecedor.

### 3.3.3.3 Aerodinâmica

A modelagem das forças aerodinâmicas foi feita de maneira simplificada, uma vez que os coeficientes aerodinâmicos de sustentação e arrasto variam de acordo com o ângulo de ataque da aeronave, configuração de *flaps*, *slats*, *ailerons* e outras superfícies de controle.

Decidiu-se utilizar uma abordagem similar à apresentada por Abdulhamitbilal, Jafarov e Kavsaoglu (2007), em que a força de sustentação  $F_{0z}$  e a força de arrasto  $F_{0x}$  são dadas por:

$$F_{0x} = \frac{\rho S v^2 C_d}{2} \quad (20)$$

$$F_{0z} = \frac{\rho S v^2 C_l}{2} \quad (21)$$

Nesse caso  $\rho$  representa a densidade do ar,  $v$  a velocidade longitudinal da aeronave e  $S$  a área da asa da aeronave. Já  $C_d$  e  $C_l$  representam os coeficientes de sustentação e de arrasto, respectivamente. Ambas as forças aerodinâmicas foram aplicadas diretamente no CG, de forma que não há torque produzido por essas forças. Decidiu-se realizar essa simplificação, pois, caso contrário, seria necessário incluir os estabilizadores horizontais e um sistema de controle para gerenciar a arfagem da aeronave.

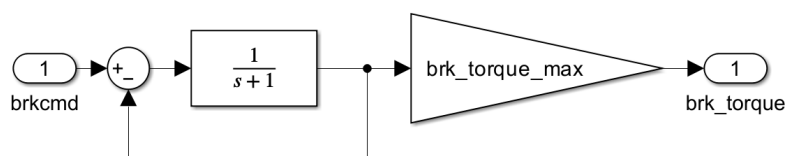
### 3.3.4 Modelagem do Sistema de Frenagem

O sistema de frenagem da aeronave utilizada como base para esse trabalho utiliza atuação hidráulica, com um sistema pneumático como redundância (DAVIES, 2013). A

maneira de implementar esse tipo de sistema no Simulink consiste em identificar o comando de frenagem, obter a pressão no sistema em função desse comando, adicionar as perdas nesse sistema até o atuador hidráulico e, então, converter essa pressão em um torque aplicado no eixo das rodas.

Como o acesso das informações necessárias para construir tal modelo é confidencial aos fabricantes de tais sistemas, utilizou-se um modelo simplificado, utilizando uma função de transferência de primeira ordem para produzir um atraso entre o comando de frenagem e a resposta do sistema, no qual esse comando foi posteriormente multiplicado por um torque máximo, cujo diagrama está presente na Fig. 12.

Figura 12 – Diagrama do Sistema de Freio Simplificado Utilizado para a Aeronave



Fonte: Autoria Própria.

A função de transferência de primeira ordem apresentada na Fig. 12 foi ajustada para promover um travamento de roda após 3 segundos do comando máximo de frenagem. Em um caso genérico, a aceleração angular  $\dot{w}$  da roda é dada por:

$$I_{whl} \dot{w} = \tau_{max} - \tau_{load}, \quad (22)$$

em que  $\tau_{load}$  é o torque aplicado sobre a roda em função da carga sobre a mesma e seu raio de rolagem, enquanto  $I_{whl}$  é dado pelo momento de inércia da roda.

Considerando ambos os torques constantes, a velocidade de roda  $w(t)$  é obtida integrando a Eq. 22 em relação ao tempo  $t$ :

$$w(t) = \frac{(\tau_{max} - \tau_{load})}{I_{whl}} t. \quad (23)$$

Foi considerado que o torque máximo  $\tau_{max}$  aplicado em uma roda durante uma operação em solo com velocidade angular inicial  $w_0$  seria capaz de travar a mesma após 0,5 segundos, tal que:

$$\tau_{max} = \frac{I_{whl} w_0}{0,5} + \tau_{load}. \quad (24)$$

### 3.4 SISTEMA DE CONTROLE DE FRENAGEM

Conforme apresentado na seção 2.2, um sistema de frenagem para aeronaves tipicamente utiliza um sistema de *antiskid* para maximizar a *performance* de frenagem.

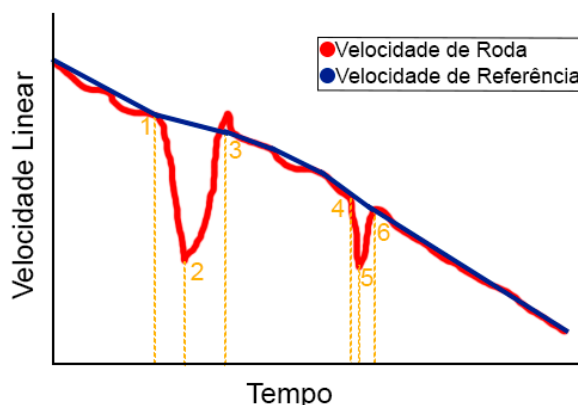
Para realizar tal controle, o sistema deve determinar uma velocidade de referência e ser capaz de modular a pressão aplicada nos freios da aeronave sob diferentes condições de pista e velocidades.

Para a aeronave desenvolvida, cada roda do trem de pouso principal possui um controle de *antiskid* individual, com uma velocidade de referência independente, de modo que a perda do sinal de velocidade angular de uma das rodas não impacta o funcionamento do sistema de *antiskid* da outra roda.

### 3.4.1 Velocidade de Referência

A lógica da velocidade de referência utiliza como base o algoritmo apresentado por Weida, Nenggen e Xiangyang (2006), com modificações relativas à detecção do início e recuperação de um *skid*. A Fig. 13 apresenta as características e também como a velocidade de referência deve se comportar em uma situação de frenagem.

Figura 13 – Ilustração de uma Velocidade de Referência sendo Utilizada em uma Roda Passando por Múltiplos Travamentos



Fonte: Adaptado de Weida, Nenggen e Xiangyang (2006).

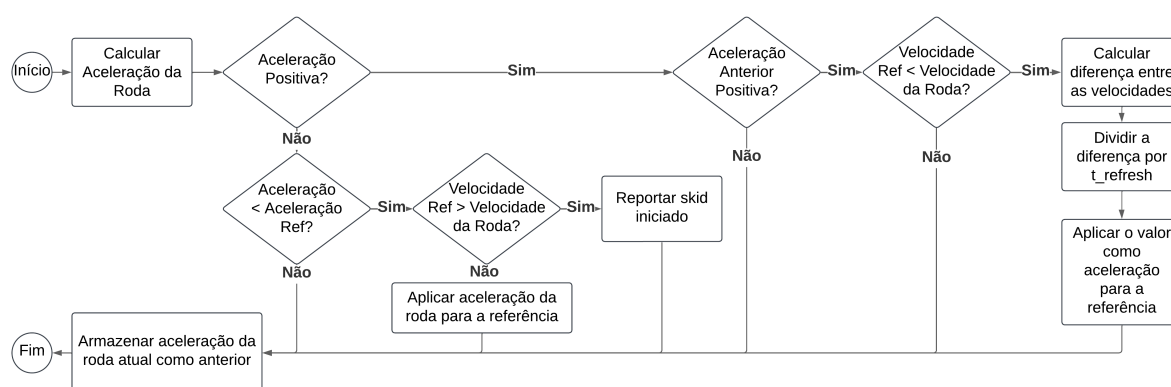
Conforme é apresentado na Fig. 13, a lógica para a velocidade de referência pode ser descrita de acordo com as situações numeradas de 1 a 6 presentes:

- Na situação 1, uma desaceleração súbita da roda, cuja causa pode ser dada pelo torque de frenagem aplicado, leva a velocidade de referência a utilizar uma desaceleração média da roda.
- Já na situação 2, na recuperação desse travamento, a velocidade de referência continua utilizando a desaceleração média enquanto a roda volta a acelerar.
- A situação 3 apresenta o caso onde, após a recuperação, a velocidade de roda tende a atingir um pico, em função da oscilação longitudinal do trem de pouso, causada pela variação da força de frenagem. Nesse caso, a velocidade de referência se mantém estável, porém deixa de usar a desaceleração média e passa a usar a aceleração da roda.

- As situações 4, 5 e 6 repetem o mesmo processo, porém agora exigem que a velocidade de referência utilize uma desaceleração média mais elevada.

O principal problema encontrado para implementar uma lógica que gere um resultado tal qual existente na Fig. 13, se deve ao sinalizador de que um travamento (*skid*) foi iniciado ou recuperado. A solução encontrada foi baseada em medir a desaceleração da roda, produzindo uma média móvel com intervalo definido de 100 ms. Essa média é então avaliada para detectar o travamento das rodas, por meio do fluxograma apresentado na Fig. 14.

Figura 14 – Fluxograma para Detecção de Início ou Recuperação de *Skids*



Fonte: Autoria Própria.

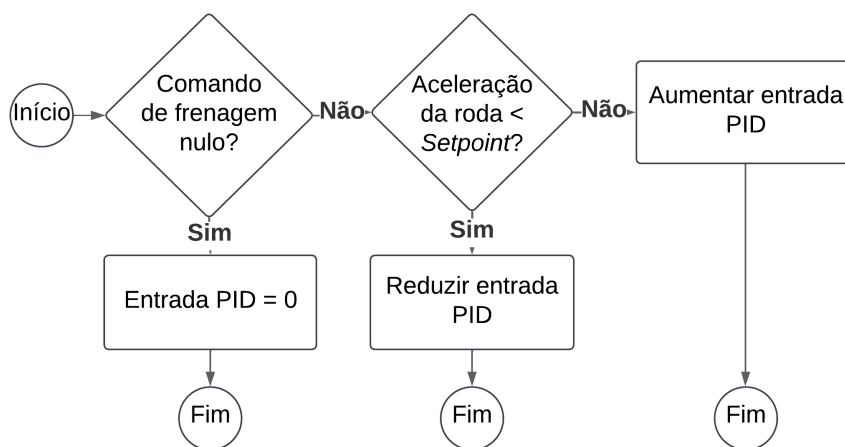
O fluxograma apresentado na Fig. 14 fornece o funcionamento da lógica da velocidade de referência. Em situações onde não há travamento de roda, o sistema utiliza a própria desaceleração da roda para alimentar a velocidade de referência. Quando se detecta o travamento, é utilizada uma aceleração média, atualizada ao longo do procedimento de frenagem e calculada com base na distância percorrida pelo pneu ao longo do tempo.

### 3.4.2 Lógica do Sistema de *Antiskid*

O sistema de *antiskid* implementado consiste em um controlador Proporcional Integral Derivativo (PID) com duas malhas de ganhos escalonáveis, variando de acordo com a velocidade de referência da roda onde está instalado o freio a ser controlado.

A primeira parte da lógica consiste em ajustar o sinal de entrada do controlador PID de acordo com o comando de frenagem enviado pelo piloto, observando também a aceleração da roda. A Fig. 15 apresenta um fluxograma para representar de forma simplificada o comando de entrada do controlador PID.

Figura 15 – Fluxograma para Alimentação do Controlador PID em Função do Comando de Frenagem e Aceleração da Roda



Fonte: Autoria Própria.

O aumento ou redução da entrada do controlador PID, conforme é apresentado no fluxograma presente na Fig. 15, indica o valor de referência na entrada do controlador, chamado nesse caso de escorregamento variável ( $S$ ). A cada instante de tempo, o controlador atualiza essa referência com base na condição da roda e na velocidade de referência ( $w_{ref}$ ). No instante  $n$ , em situações de aumento da entrada do controlador:

$$S_n = \left( \frac{0.022w_{ref}}{160} + 1.003 \right) S_{n-1} + \left( \frac{0.75w_{ref}}{160} + 0.05 \right) 10^{-3}. \quad (25)$$

Caso ocorra um travamento na roda, a entrada do PID no instante  $n$  é dada por:

$$S_n = \frac{S_{n-1}}{0.985 \left( \frac{w_{ref}}{160} \right)^2 + 1.015}. \quad (26)$$

O sistema só é capaz de aumentar o comando de frenagem quando há solicitação do piloto, como forma de prevenir a saturação na entrada do controlador PID quando não há necessidade de utilizar o sistema de freios. Além disso, assim como no ajuste do sinal de entrada, as malhas de ganho do controlador sofrem modificação de acordo com a velocidade de referência do sistema e se a roda está travada ou não.

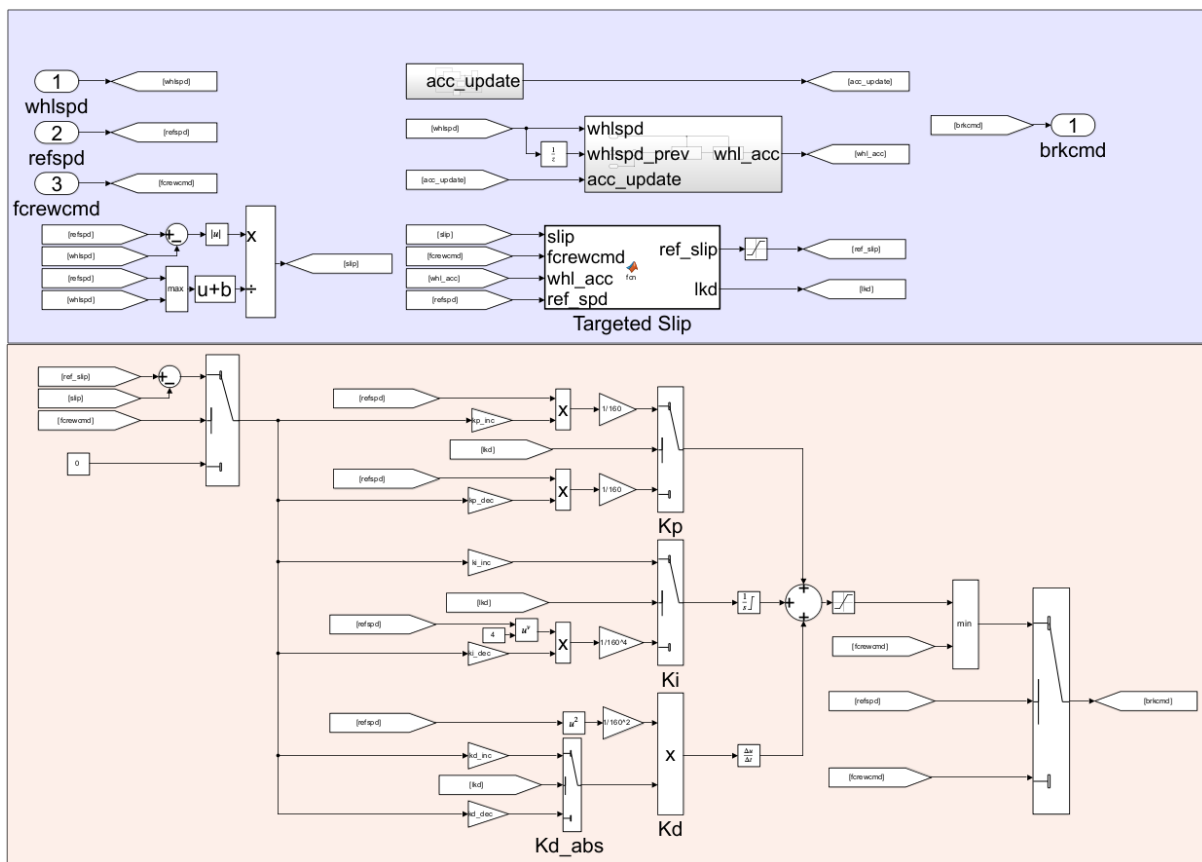
Os ganhos de ambas as malhas do controlador sofrem redução proporcional à velocidade de referência. O objetivo foi diminuir o tempo de resposta do sistema em altas velocidades, melhorando o desempenho na frenagem. Conforme a velocidade da roda é reduzida, os ganhos sofrem redução para evitar que a pressão aplicada no freio seja reduzida drasticamente durante a detecção do travamento de roda, consequentemente aumentando o tempo de resposta do sistema.

A Fig. 16 apresenta o diagrama com a lógica do sistema de *antiskid* implementada no Simulink. A área em azul representa a seção de cálculo da aceleração da roda e definição

da entrada do controlador PID. Este, por sua vez, está demarcado pela área vermelha, onde as duas malhas de ganhos são alternadas de acordo com a situação de aumento ou redução do comando de frenagem. Após a seleção da malha, é realizada uma multiplicação de acordo com a velocidade de referência da roda para escalonar cada um dos ganhos.

É então adicionado um limite superior para a saída do controlador PID, evitando que o comando seja superior ao solicitado pelo piloto. Por último, quando a velocidade de referência assume um limite inferior, o sistema de *antiskid* é desabilitado, aplicando-se diretamente o comando de freio solicitado pelo piloto.

Figura 16 – Diagrama no Simulink para Implementação da Lógica do Sistema de *Antiskid*



Fonte: Autoria Própria.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Conforme apresentado durante o capítulo 3, utilizou-se como base uma aeronave F-4 Phantom para teste do sistema de *antiskid* desenvolvido. Os parâmetros utilizados para a simulação estão apresentados na Tab. 3. Os parâmetros geométricos da aeronave foram adaptados de Chen *et al.* (2012), enquanto a base para os dados dos amortecedores nos trens de pouso foi retirada de Turbuk e Paglione (2010). Os ganhos para o controlador PID foram determinados de maneira experimental, ajustando os ganhos manualmente durante as simulações de pouso em pista seca.

Tabela 3 – Parâmetros da Aeronave e do Sistema de *Antiskid* Utilizados para a Realização dos Testes

Parâmetro	Descrição	Valor	Unidade
$m_0$	Massa suspensa da aeronave	17690	kg
$m_3$	Massa de cada roda do trem de pouso principal	72,82	kg
$m_4$	Massa de cada roda do trem de pouso de nariz	43,81	kg
$I_0$	Momento de inércia de arfagem da aeronave	165850	kg m <sup>2</sup>
$d_{x01}$	Distância horizontal do CG até a parte superior do trem de pouso principal	0,79	m
$d_{z01}$	Distância vertical do CG até a parte superior do trem de pouso principal	0,13	m
$d_{x02}$	Distância horizontal do CG até a parte superior do trem de pouso de nariz	6,3	m
$d_{z02}$	Distância vertical do CG até a parte superior do trem de pouso de nariz	0,13	m
$s_m$	Comprimento do trem de pouso principal totalmente estendido	1,05	m
$s_n$	Comprimento do trem de pouso de nariz totalmente estendido	1,18	m
$r_m$	Raio do pneu no trem de pouso principal sem carga aplicada no mesmo	0,4	m
$r_n$	Raio do pneu no trem de pouso de nariz sem carga aplicada no mesmo	0,2	m
$I_{mw}$	Momento de inércia da roda no trem de pouso principal	12,00	kg m <sup>2</sup>
$I_{nw}$	Momento de inércia da roda no trem de pouso de nariz	2,23	kg m <sup>2</sup>
$k_3$	Coefficiente de rigidez do pneu no trem de pouso principal	1843442,11	N m <sup>-1</sup>
$k_4$	Coefficiente de rigidez do pneu no trem de pouso de nariz	368370,59	N m <sup>-1</sup>
$S$	Área da asa da aeronave	49,239	m <sup>2</sup>
$Cl$	Coefficiente de sustentação da aeronave	0,1	-
$Cd$	Coefficiente de arrasto da aeronave	0,0205	-
$\rho$	Densidade do ar	1,225	kg m <sup>3</sup>
$c_{mlg}$	Coefficiente de amortecimento do trem de pouso principal	312863,22	N m <sup>-2</sup> s <sup>-2</sup>
$c_{nlg}$	Coefficiente de amortecimento do trem de pouso de nariz	4100623,78	N m <sup>-2</sup> s <sup>-2</sup>
$\tau_{max}$	Torque máximo produzido por cada freio da aeronave	42175,42	Nm
$t_{refresh}$	Intervalo para cálculo da média móvel da aceleração das rodas	$1e - 1$	s
$timer_{max}$	Limite superior para avaliar diferenças na velocidade de referência	1	-
$spd\_dif_{max}$	Limite permitido para a diferença entre velocidades de referência e de roda	1	ft s <sup>-1</sup>
$clock_{bcu}$	Frequência de operação do controlador do sistema de frenagem	250	Hz
$max_{dec}$	Desaceleração máxima permitida para o cálculo da velocidade de referência	-19,32	ft s <sup>-2</sup>
$Kp_{inc}$	Ganho proporcional do controlador para aumento no torque de frenagem	6	-
$Kp_{dec}$	Ganho proporcional do controlador para redução no torque de frenagem	1	-
$Ki_{inc}$	Ganho do integrador no controlador para aumento no torque de frenagem	3	-
$Ki_{dec}$	Ganho do integrador no controlador para redução no torque de frenagem	1,2	-
$Kd_{inc}$	Ganho derivativo no controlador para aumento no torque de frenagem	$1e - 3$	-
$Kd_{dec}$	Ganho derivativo no controlador para redução no torque de frenagem	$1e - 4$	-
$acc_{setpoint}$	Mínima aceleração de roda permitida antes de reduzir o torque de frenagem	-120	ft s <sup>-2</sup>
$\mu_{wet}$	Coefficiente de atrito máximo para pista molhada	0,5	-
$\mu_{dry}$	Coefficiente de atrito máximo para pista seca	0,7	-

Os parâmetros presentes na Tab. 3 representam a configuração da aeronave com um CG traseiro. Para a realização dos testes com CG dianteiro, os parâmetros  $d_{z01}$  e  $d_{z02}$

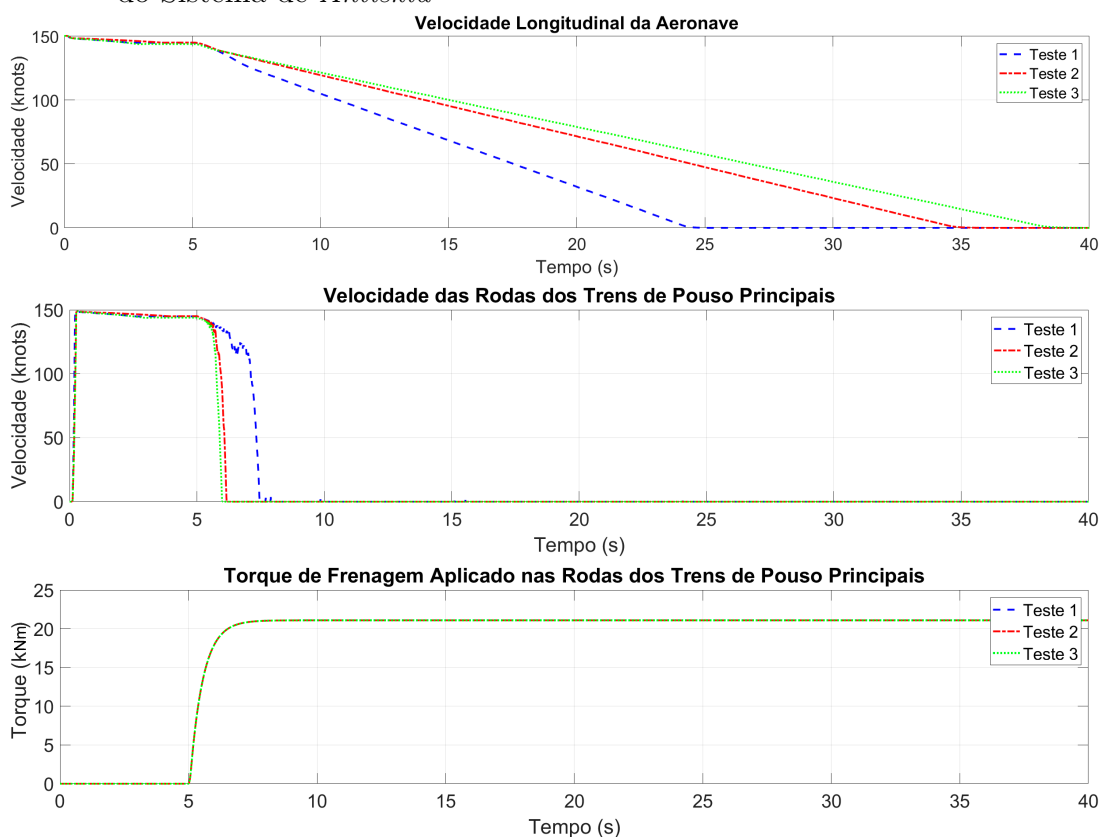
assumiram valores de 1,4 m e 5,69 m, respectivamente. Para todos os testes previstos na Tab. 1 foi considerado que todas as rodas iniciaram em repouso.

Para a aeronave, o ângulo de *pitch* inicial foi colocado em  $0^\circ$ , com ambos os trens de pouso totalmente estendidos, além do CG posicionado 1,7 m acima do solo. Utilizou-se uma velocidade horizontal inicial da aeronave de 150 knots (277,8 km/h), com um *sink rate* de 100 fpm (0,5 m/s).

#### 4.1 SIMULAÇÃO DE POUSO SEM USO DO SISTEMA DE ANTISKID

Na Fig. 17 estão apresentados os resultados dos testes 1, 2 e 3, com os freios da aeronave recebendo diretamente o comando de máxima frenagem enviado pelo piloto.

Figura 17 – Resultados dos Procedimentos de Frenagem da Aeronave em Testes Sem Uso do Sistema de *Antiskid*



O comando de frenagem é aplicado 5 segundos após o início dos testes, como forma de garantir que a aeronave está estabilizada após o contato inicial com o solo. Assim como esperado durante a definição dos testes para o sistema, observa-se um aumento no tempo necessário para parar completamente a aeronave conforme a condição de pista e a posição do CG são alteradas.

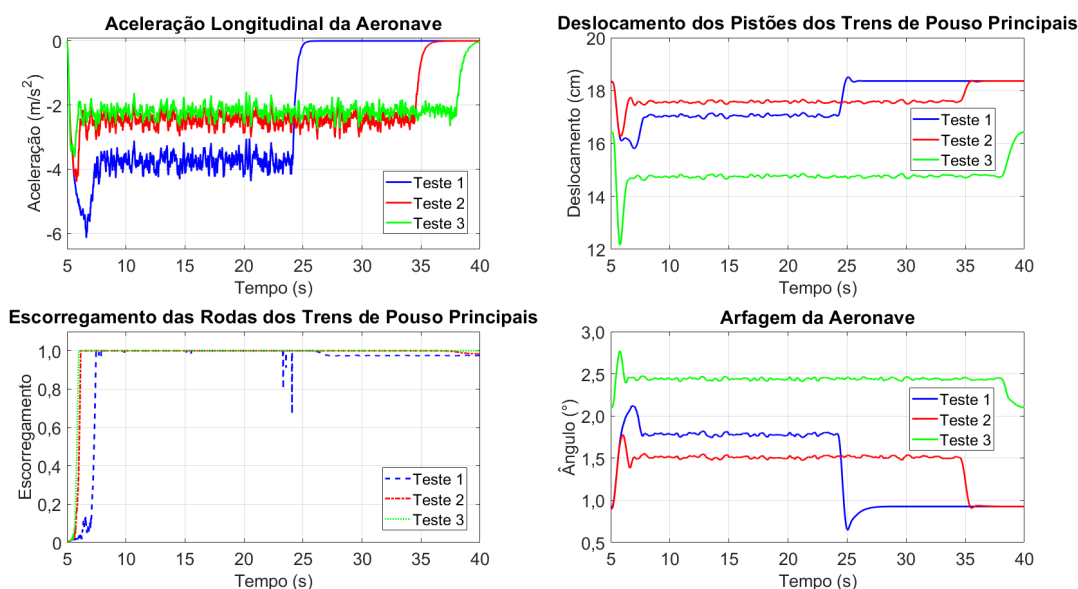
O Teste 1 apresenta o menor tempo necessário para frenagem da aeronave, visto que utiliza uma pista seca com a configuração de CG traseiro. O Teste 3, devido à utilização de pista molhada, reduzindo o coeficiente de atrito máximo, também reduz a carga aplicada

sobre os trens de pouso principais da aeronave, conseqüentemente, reduzindo a força de atrito longitudinal.

Observa-se também que, embora os torques aplicados em todos os testes presentes na Fig. 17 sejam idênticos, o travamento das rodas ocorre de maneira mais tardia para o teste de pouso em pista seca, conseqüência do torque gerado sobre a roda da aeronave devido à força de atrito longitudinal.

A influência do escorregamento dos pneus e da carga sobre os trens de pouso principais na aceleração longitudinal da aeronave durante o procedimento de frenagem pode ser observada com mais detalhes no conjunto de gráficos presentes na Fig. 18.

Figura 18 – Aceleração Longitudinal da Aeronave e Parâmetros Associados à Mesma Durante Frenagem da Aeronave em Testes Sem Uso do Sistema de *Antiskid*



Conforme é dado pela Fig. 18, a desaceleração da aeronave durante o procedimento de frenagem atinge seu máximo durante o processo de travamento das rodas. Para o Teste 1, observa-se esse pico quando o escorregamento dos pneus se encontra próximo de 0,2.

Em todos os testes, após o travamento das rodas, a aceleração longitudinal da aeronave apresenta apenas flutuações devido ao ruído introduzido na modelagem da pista para promover maior fidelidade à simulação. Esse ruído foi adicionado para modificar o coeficiente de atrito máximo da pista, buscando simular pequenas modificações existentes encontradas no coeficiente de atrito durante um procedimento de frenagem real.

Nota-se uma desaceleração ligeiramente superior para o Teste 2 do que quando comparado com o Teste 3, mesmo ambas apresentando a mesma condição de pista. Nesse caso, essa variação ocorre devido à posição do CG da aeronave, posicionado de maneira mais dianteira para o Teste 3, resultando assim em uma carga sobre os trens de pouso principais inferior ao Teste 2. A carga aplicada sobre os trens de pouso principais pode ser observada por meio do deslocamento dos pistões dos amortecedores dos mesmos, onde as

situações com maior carga aplicada resultam em um deslocamento superior.

Durante o processo de frenagem, observa-se também o nariz da aeronave inclinando para o solo, devido ao torque gerado pelas forças de atrito nos pneus. Observa-se um aumento da inclinação da aeronave para baixo no momento da aplicação do comando de frenagem, seguido de um período relativamente estável quando as rodas estão travadas. Por fim, ao término do procedimento de frenagem, a aeronave retorna à sua inclinação inicial, reduzindo a carga sobre o trem de pouso de nariz.

Na Tab. 4 estão apresentados os parâmetros de estudos definidos durante a seção 3.2, com exceção do parâmetro de eficiência, uma vez que o mesmo é utilizado para análise de sistemas de *antiskid*, não existentes para os Testes 1, 2 e 3.

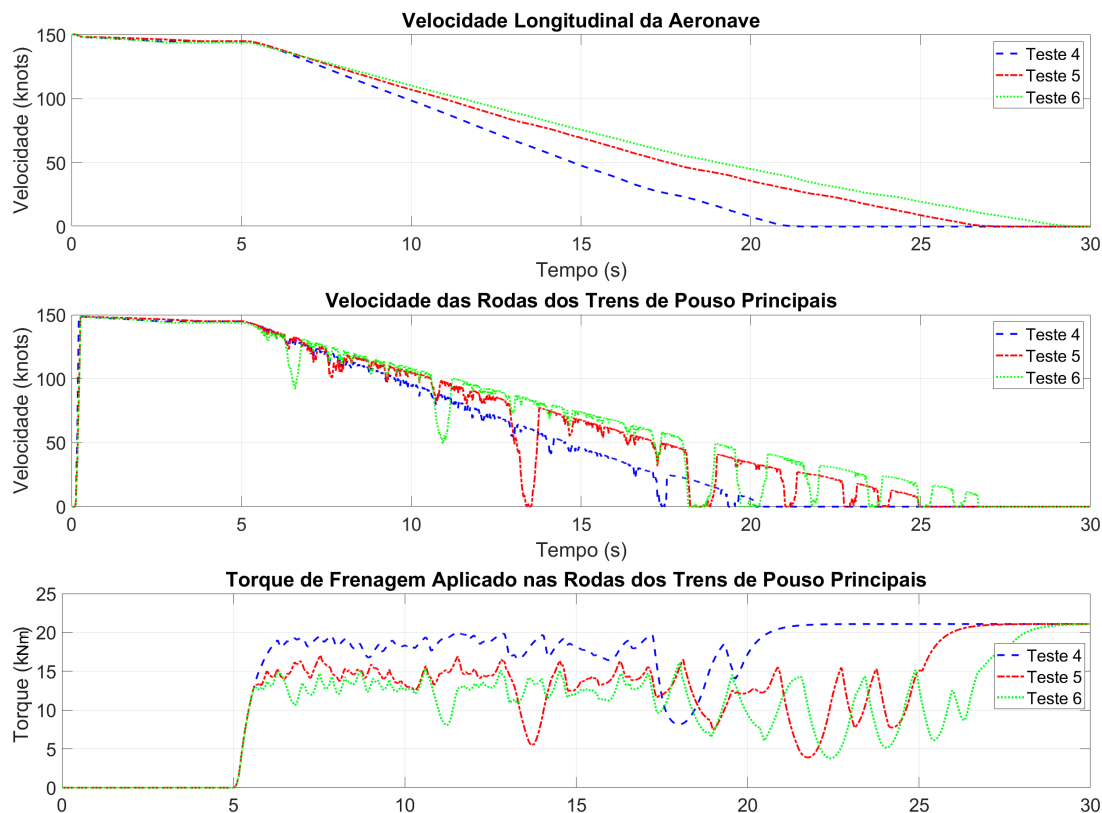
Tabela 4 – Parâmetros de Estudo para os Procedimentos de Frenagem sem Utilização do Sistema de *Antiskid*

Teste	Distância de Parada (m)	Tempo de Parada (s)	Travamento de Roda (s)
1	710,27	19,72	17,61
2	1104,94	30,34	29,47
3	1321,38	34,07	33,33

#### 4.2 UTILIZAÇÃO DO SISTEMA DE ANTISKID DURANTE PROCEDIMENTOS DE FRENAGEM EM SOLO

Na Fig. 19 estão apresentados os resultados dos Testes 4, 5 e 6, agora com o sistema de *antiskid* implementado, de forma que o piloto comanda apenas o limite superior para o comando de frenagem e o sistema de *antiskid* gerencia o torque aplicado nos freios.

Figura 19 – Resultados dos Procedimentos de Frenagem da Aeronave em Testes com Uso do Sistema de *Antiskid*



Assim como nos demais testes, o comando de frenagem foi enviado 5 segundos após o início da simulação. Continuou-se a observar parte dos comportamentos presentes nos testes sem o sistema de *antiskid*, onde o procedimento de pouso em pista seca com CG traseiro apresentou menor tempo de parada quando comparado com os procedimentos de pouso em pista molhada.

A implementação do sistema de *antiskid* resolveu parte do travamento das rodas durante a aplicação do comando de frenagem. É possível observar a modulação do torque aplicado de acordo com a situação que a roda se encontra. O sistema aumenta o comando de frenagem até detectar o travamento das rodas, que então passa a reduzir o torque aplicado. Nos Testes 5 e 6, é possível observar uma sequência de *skids* mais profundos, onde a redução do torque de frenagem foi mais intensa.

O processo de ajuste dos ganhos nas malhas do controlador PID presente no sistema de *antiskid* utilizou como base o Teste 4, tal que observa-se o mesmo apresentando apenas dois *skids* mais profundos durante o procedimento de frenagem, porém ambos quando a aeronave já se encontra em velocidades inferiores, possuindo assim um menor impacto caso ocorressem em velocidades mais altas, como existentes nos Testes 5 e 6.

Nesse mesmo processo de ajuste, foi priorizado manter o maior torque de frenagem possível, e nas situações de um *skid* ocorrer, fazer o sistema reduzir minimamente o comando de frenagem, garantindo uma recuperação mais rápida. É possível observar no

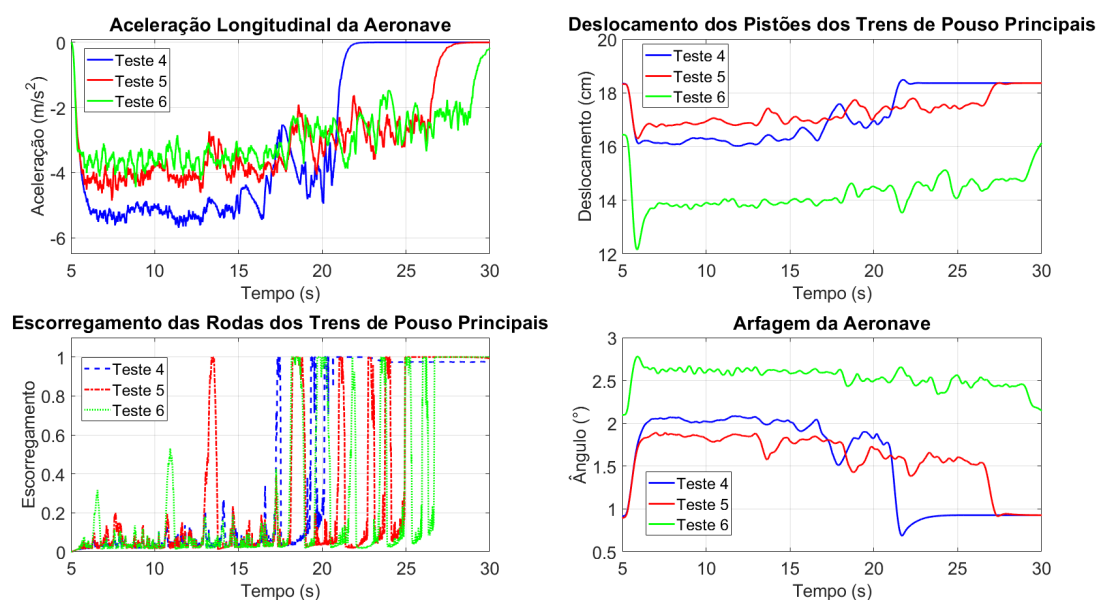
gráfico de torque de frenagem aplicado nas rodas dos trens de pouso principais, apresentado na Fig. 19, que o sistema de *antiskid* implementado foi capaz de modular de maneira planejada, sendo mais efetivo a aeronave em velocidades mais elevadas, evitando altas flutuações no torque aplicado decorrente de um *skid* que ocorrem quando a aeronave está abaixo de 50 *knots*.

Os gráficos presentes na Fig. 20 demonstram de maneira mais evidente a atuação do sistema de *antiskid* durante o procedimento de frenagem. A desaceleração da aeronave foi acentuada em todos os testes quando se comparado com os dados presentes na Fig. 18. Essa alteração foi provocada devido à modulação do torque de frenagem nas rodas, que evitou o completo travamento dos pneus e buscou maximizar a desaceleração da aeronave.

Em função do aumento da força de atrito longitudinal nos pneus, o ângulo de arfagem da aeronave foi mais elevado, sendo possível observar, em evidência para o Teste 6, a existência de uma oscilação no *pitch* da aeronave durante o processo de frenagem.

O impacto da oscilação produzida devido ao funcionamento do sistema de *antiskid* não foi analisado, uma vez que não foi considerado parte do escopo do trabalho. Além disso, características como as frequências naturais de oscilação dos componentes da aeronave, bem como o impacto das alterações do *pitch* da aeronave durante a frenagem em oscilações induzidas pelo piloto não poderiam ser conduzidas devido à falta de informações, cujo acesso normalmente é confidencial aos fabricantes das aeronaves e componentes.

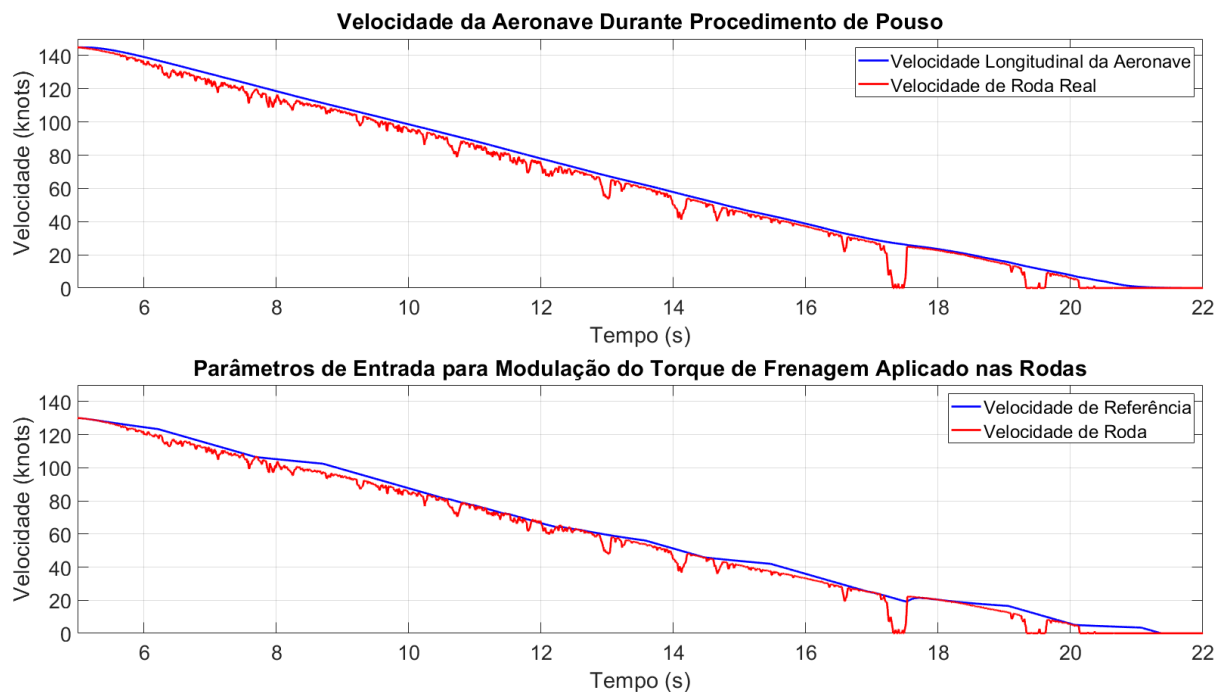
Figura 20 – Aceleração Longitudinal da Aeronave e Parâmetros Associados à Mesma Durante Frenagem Testes com Uso do Sistema de *Antiskid*



O funcionamento do sistema de *antiskid* depende essencialmente da leitura das velocidades das rodas e da construção da velocidade de referência. Na Fig. 21 estão apresentados os dados da velocidade longitudinal da aeronave e as velocidades das rodas nos trens de pouso principais durante a realização do Teste 4, além da estimativa de

velocidade de roda calculada pelo sistema de *antiskid* e sua velocidade de referência.

Figura 21 – Comportamento Dinâmico da Velocidade e Modulação do Torque de Frenagem da Aeronave Durante a Realização de Frenagem em Pista Seca



O sistema de *antiskid* recebe os dados de velocidade angular das rodas, e converte as mesmas em velocidade linear ao considerar um raio de rolagem fixo. Conforme pode ser observado na Fig. 21, a velocidade de roda estimada pelo sistema de *antiskid* foi inferior à velocidade real nas rodas da aeronave, indicando assim que o raio de rolagem adotado pelo sistema está abaixo do existente durante a simulação.

A correção da divergência entre a velocidade de roda estimada pelo controlador e a apresentada na aeronave poderia ser corrigida aplicando-se um raio de rolagem variável, estimando o mesmo de acordo com a condição do pneu durante o pouso (WRETLIND; WÄRN, 2023), ou simplesmente estimando um valor fixo de raio de rolagem mais apropriado. Contudo, a velocidade de referência do sistema de *antiskid* é baseada apenas na velocidade de roda estimada pelo mesmo, de forma que essa divergência não afeta o funcionamento do sistema durante a frenagem, como se observa na Fig. 21.

O único ponto de consideração é que o sistema de *antiskid* é desabilitado quando a velocidade de referência se encontra abaixo de 10 knots, utilizando como comando de frenagem o valor comandado pelo piloto. Essa função foi adotada como forma de garantir a atuação do sistema de frenagem mesmo com a perda do sistema de *antiskid* ou dos dados de alguma velocidade de roda. Entretanto, com o valor estimado pelo sistema sendo inferior ao apresentado pela aeronave, o sistema de *antiskid* seria desabilitado em uma velocidade acima de 10 knots, reduzindo o desempenho de frenagem da aeronave.

Assim como realizado para os Testes 1, 2 e 3, os parâmetros de estudos definidos durante a seção 3.2 foram calculados para os testes utilizando o sistema de *antiskid*, estando os mesmos apresentados na Tab. 5.

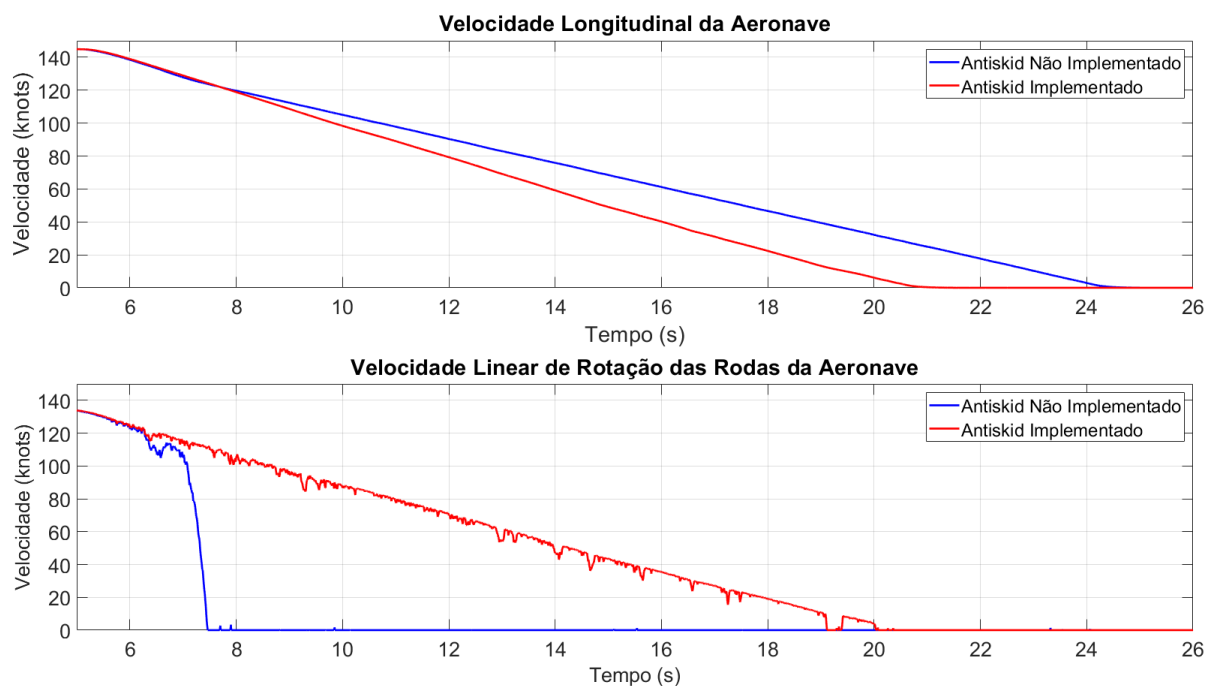
Tabela 5 – Parâmetros de Estudo para os Procedimentos de Frenagem com Utilização do Sistema de *Antiskid*

Teste	Distância de Parada (m)	Tempo de Parada (s)	Travamento de Roda (s)	Eficiência (%)
4	577,38	16,38	2,37	93,7
5	747,44	22,31	5,58	89,4
6	823,81	24,85	7,69	84,3

Como discutido ao longo da sessão, o ajuste dos ganhos do controlador no sistema de *antiskid* utilizou como base os testes de pouso em pista seca, com CG dianteiro, sendo este correspondente ao Teste 4. Essa priorização pode em partes ser observada por meio da eficiência do sistema apresentado na Tab. 5, com o processo de frenagem em pista seca apresentando eficiência superior em relação aos casos de pista molhada.

Observa-se de maneira evidente o sucesso do sistema de *antiskid* implementado para a redução do travamento de roda durante o procedimento de frenagem, removendo majoritariamente a ocorrência de *skids* profundos em altas velocidades. A comparação entre os procedimentos de pouso antes e após a implementação do sistema de *antiskid* é apresentada na Fig. 22.

Figura 22 – Comparação entre Procedimento de Frenagem em Pista Seca com Implementação do Sistema de *Antiskid* e Sem Utilização do Mesmo



Conforme é apresentado na Fig. 22, observa-se de modo claro a redução no tempo de parada da aeronave após a implementação do sistema de *antiskid*, bem como o

comportamento da velocidade nas rodas do trem de pouso principal, em que o sistema de *antiskid* evitou o travamento das mesmas durante o procedimento de frenagem.

A redução do travamento de rodas poderia ser obtida simplesmente reduzindo o torque aplicado no eixo das mesmas, para evitar o travamento. Essa alternativa, contudo, poderia resultar no aumento da distância de parada da aeronave. O sistema de *antiskid* implementado não apenas resolveu uma parcela significativa do travamento de rodas, como também aumentou o desempenho de frenagem, conforme pode ser observado na Tab. 6.

Tabela 6 – Impacto do Sistema de *Antiskid* nos Procedimentos de Frenagem: Testes 1 e 4 (Pista Seca, CG Traseiro), 2 e 5 (Pista Molhada, CG Traseiro), 3 e 6 (Pista Molhada, CG Dianteiro)

<b>Condição de Teste</b>	<b>Pista Seca, CG Traseiro</b>	<b>Pista Molhada, CG Traseiro</b>	<b>Pista Molhada, CG Dianteiro</b>
<b>Redução da Distância de Parada (%)</b>	18,71	32,35	37,65
<b>Redução do Travamento de Roda (%)</b>	86,54	81,06	76,93

A Tab. 6 evidencia a eficiência do sistema *antiskid* em diferentes condições de frenagem, destacando sua maior eficácia na redução da distância de parada em pistas molhadas em comparação ao caso de pista seca com CG traseiro. Além disso, a redução do travamento das rodas foi significativa em todas as situações, com destaque para a pista seca devido à priorização no ajuste dos ganhos do controlador quando comparado com as situações em pistas molhadas. Esses resultados demonstram que o sistema de *antiskid* melhorou tanto a segurança quanto o desempenho de frenagem do modelo de aeronave, especialmente em situações mais adversas.

## 5 CONCLUSÃO

O presente trabalho se propôs a desenvolver um modelo longitudinal para uma aeronave realizando procedimentos de frenagem em solo, além de um sistema de *antiskid* para reduzir a distância de parada e evitar o travamento das rodas durante os procedimentos de pouso em diferentes condições de pista. Apesar das simplificações utilizadas para representação dos sistemas de frenagem e da dificuldade para encontrar dados para construir o modelo, este foi capaz de representar as cargas aplicadas nas diferentes rodas da aeronave durante os procedimentos de frenagem, além de permitir representar as oscilações provocadas pela modulação do comando de frenagem nas rodas da aeronave. O sistema de *antiskid* foi desenvolvido de modo a evitar uma falha catastrófica caso alguma falha simples em quaisquer rodas ocorresse, e permitiu reduzir a distância de parada da aeronave em todos os testes realizados, sendo que o desempenho do mesmo se torna mais elevado conforme as condições de pista e configurações da aeronave tornam o pouso mais complexo. Por último, o sistema de *antiskid* foi capaz de solucionar o travamento de rodas ocorrido durante o procedimento de frenagem, principalmente em pousos em pista seca, em que ocorreram apenas travamentos de curta duração com a aeronave em baixa velocidade. Como sugestão para trabalhos futuros, recomenda-se a revisão da lógica do sistema de *antiskid* utilizado para detectar diferentes condições de pista e utilizar um conjunto de ganhos específicos para o controlador, evitando assim a redução da eficiência do sistema de *antiskid* quando a condição de pista é alterada.

## REFERÊNCIAS

- ABDULHAMITBILAL, E.; JAFAROV, E. M.; KAVSAOĞLU, M. Ş. Matlab-simulink nonlinear modeling and simulation of aircraft longitudinal dynamics. In: **Eurosim**. [S.l.: s.n.], 2007. v. 2007, p. 9–13. Citado 3 vezes nas páginas 13, 14 e 30.
- AGENCY and E. U. A. S. **Annual safety review 2024**. [S.l.]: European Union Aviation Safety Agency, 2024. Citado na página 13.
- BHORASKAR, A.; SAKTHIVEL, P. A review and a comparison of dugoff and modified dugoff formula with magic formula. In: **2017 International Conference on Nascent Technologies in Engineering (ICNTE)**. [S.l.: s.n.], 2017. p. 1–4. Citado na página 19.
- BISWAS, K. Military aviation principles. In: DEKOULIS, G. (Ed.). **Military Engineering**. Rijeka: IntechOpen, 2019. cap. 1. Citado na página 15.
- BOLL, A.; VIAREGG, N.; KEHRER, T. Replicability of experimental tool evaluations in model-based software and systems engineering with matlab/simulink. **Innovations in Systems and Software Engineering**, v. 20, n. 3, p. 209–224, 2024. ISSN 1614-5054. Citado na página 14.
- CHEN, B. *et al.* Robust adaptive neural network control of aircraft braking system. In: IEEE. **IEEE 10th International Conference on Industrial Informatics**. [S.l.], 2012. p. 740–745. Citado 4 vezes nas páginas 14, 21, 24 e 36.
- CHEN, G. *et al.* Analysis simulation modeling for brake control system of civil aircraft. In: **CSAA/IET International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS 2018)**. [S.l.: s.n.], 2018. p. 599–603. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 16.
- CHEN, L. *et al.* Maximum tire road friction estimation based on modified dugoff tire model. In: **2013 International Conference on Mechanical and Automation Engineering**. [S.l.: s.n.], 2013. p. 56–61. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 29.
- COETZEE, E.; KRAUSKOPF, B.; LOWENBERG, M. Nonlinear aircraft ground dynamics. In: **International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace**. [S.l.: s.n.], 2006. Citado 3 vezes nas páginas 14, 15 e 16.
- CORREIA, D.; FERREIRA, A. Aircrafts on-ground dynamics models and simulation software: State-of-the-art. **Sustainability**, MDPI, v. 13, n. 16, p. 9147, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 30.
- DAVIES, P. E. **Usaf Mcdonnell Douglas F-4 Phantom II**. [S.l.]: Bloomsbury Publishing, 2013. v. 7. Citado na página 30.
- DINC, A.; GHARBIA, Y. Effects of spring and damper elements in aircraft landing gear dynamics. **International Journal of Recent Technology and Engineering IJRTE**, v. 8, n. 5, p. 4265–4269, 2020. Citado na página 16.
- DUGOFF, H.; FANCHER, P.; SEGEL, L. **An Analysis of Tire Traction Properties and Their Influence on Vehicle Dynamic Performance**. [S.l.], 1970. Citado na página 18.

- FAA. **AC 25.1309-1B: System Design and Analysis**. 2024. U.S. Federal Aviation Administration. Citado na página 21.
- FAA. **AC 25.735-1: Brakes and Braking Systems Certification Tests and Analysis**. 2024. U.S. Federal Aviation Administration. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 23.
- FAA. **Code of Federal Regulations (CFR) Title 14: Aeronautics and Space. Volume 1**. 2024. U.S. Government Printing Office. Citado na página 23.
- GEORGIEVA, K.; SERBEZOV, V. Mathematical model of aircraft ground dynamics. In: IEEE. **2017 International Conference on Military Technologies (ICMT)**. [S.l.], 2017. p. 514–519. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 16.
- HARIFI, A. *et al.* Designing a sliding mode controller for slip control of antilock brake systems. **Transportation Research Part C: Emerging Technologies**, v. 16, n. 6, p. 731–741, 2008. ISSN 0968-090X. Citado na página 20.
- KANG, B. *et al.* Landing efficiency control of a six-degree-of-freedom aircraft model with magnetorheological dampers: Part 1—modeling. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 32, n. 12, p. 1290–1302, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 16.
- KRÜGER I. BESSELINK, D. C. D. D. W. K. W.; KRABACHER, W. Aircraft landing gear dynamics: Simulation and control. **Vehicle System Dynamics**, Taylor & Francis, v. 28, n. 2-3, p. 119–158, 1997. Citado na página 17.
- MADEIRA, T. *et al.* Machine learning and natural language processing for prediction of human factors in aviation incident reports. **Aerospace**, v. 8, n. 2, 2021. ISSN 2226-4310. Citado na página 13.
- PACEJKA, H. **Tire and vehicle dynamics**. [S.l.]: Elsevier, 2005. Citado na página 18.
- SAE. **AIR 1739B: Guidelines for Aircraft Braking System Certification**. 2023. Standard AIR 1739B. Citado 4 vezes nas páginas 17, 20, 21 e 24.
- SIVAKUMAR, S.; SUBRAMANIAN, L. R. G.; GIRIDHARAN, V. Shimmy vibration analysis of unmanned aircraft coupled with landing gears. **Journal of Mechanical Science and Technology**, v. 38, n. 1, p. 137–147, 2024. ISSN 1976-3824. Citado 3 vezes nas páginas 14, 16 e 17.
- STOICESCU, A. P. On the maximum braking capability of automobiles. **U.P.B. Scientific Bulletin, Series D**, University POLITEHNICA of Bucharest, v. 73, n. 4, p. 248–260, 2011. ISSN 1454-2358. Citado na página 18.
- The Boeing Company. **Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents: Worldwide Operations 1959–2023**. 2023. Citado na página 13.
- TURBUK, M.; PAGLIONE, P. Aircraft ground dynamics modeling. In: **Proceedings of the VI National Congress of Mechanical Engineering, Campina Grande, Paraíba, Brazil**. [S.l.: s.n.], 2010. p. 1–9. Citado 5 vezes nas páginas 17, 18, 24, 30 e 36.
- WEIDA, W.; NENGGEN, D.; XIANGYANG, X. An improved self-adaptive algorithm of vehicle reference speeds for abs. In: **2006 IEEE International Conference on Vehicular Electronics and Safety**. [S.l.: s.n.], 2006. p. 98–102. Citado na página 32.

WOOD, G.; BLUNDELL, M.; SHARMA, S. A low parameter tyre model for aircraft ground dynamic simulation. **Materials Design**, v. 35, p. 820–832, 2012. ISSN 0261-3069. New Rubber Materials, Test Methods and Processes. Citado na página 18.

WRETLIND, R.; WÄRN, W. **Adaptive Rolling Radius Estimation**. 2023. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 42.

WU, Z. *et al.* Extended dissipative analysis and taxiing control of fuzzy model based aircraft-on-ground systems via sliding mode approach. **Journal of the Franklin Institute**, v. 359, n. 10, p. 4623–4641, 2022. ISSN 0016-0032. Citado na página 13.

YANG, X. *et al.* A review of civil aircraft arresting system for runway overruns. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 102, p. 99–121, 2018. ISSN 0376-0421. Citado na página 18.

ZARCHI, M.; AGHAMIRBAHA, E. Mathematical model and vibration analysis of aircraft with active landing gear system using linear quadratic regulator technique. **International Journal of Engineering, Materials and Energy Research Center**, v. 29, n. 2, p. 137–144, 2016. Citado na página 16.