

INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DE
MINAS GERAIS - *CAMPUS* BETIM
BACHARELADO EM ENGENHARIA DE CONTROLE E AUTOMAÇÃO

Eslan Ruthelli Costa

**DESENVOLVIMENTO DE UM CONTROLADOR DE VOO PARA
AEROMODELO COM AQUISIÇÃO DE DADOS E ANÁLISE
DINÂMICA**

Betim
2026

ESLAN RUTHELLI COSTA

**DESENVOLVIMENTO DE UM CONTROLADOR DE VOO PARA
AEROMODELO COM AQUISIÇÃO DE DADOS E ANÁLISE DINÂMICA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à banca examinadora do curso de Engenharia de Controle e Automação do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de Minas Gerais *Campus* Betim, como parte dos requisitos para obtenção do título de Bacharel em Engenharia de Controle e Automação.

Orientador: Prof. Dr. Athur Hermano Resênde Rosa

Betim
2026

FICHA CATALOGRÁFICA

C837d Costa, Eslan Ruthelli

Desenvolvimento de um controlador de voo para aeromodelo com aquisição de dados e análise dinâmica / Eslan Ruthelli Costa. – 2026.

73 f. : il.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado em Engenharia de Controle e Automação) - Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de Minas Gerais, Câmpus Betim, 2026.

Orientação: Prof. Dr. Athur Hermano Resênde Rosa

1. Microcontroladores. 2. Controlador de voo. 3. Sistemas embarcados. 4. Função de transferência. 5. Engenharia de Controle e Automação. I. Costa, Eslan Ruthelli. II. Título.

CDU: 681.51



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
SECRETARIA DE EDUCAÇÃO PROFISSIONAL E TECNOLÓGICA
INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DE MINAS GERAIS
Campus Betim
Diretoria de Ensino
Docentes Automação Industrial e Tecnologia da Informação
Rua Itamarati - CEP 32677-564 - Betim - MG
3135976360 - www.ifmg.edu.br

ATA DE DEFESA DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO : ESLAN

Aos **01** dias do mês de **julho** do ano de **2026**, às **dezoito horas e zero minutos**, nas dependências do **IFMG - Campus Betim**, reuniu-se a banca examinadora presidida por mim, **Prof. Dr. Arthur Hermano Rezende Rosa**, e demais membros, **Prof. Me. Helbert Ribeiro de Sá** e **Prof. Dr. Marcus Paulo Silva de Abreu**. Nesta ocasião o discente **Eslan Ruthelli Costa** do curso de **Bacharelado em Engenharia de Controle e Automação** do IFMG - Campus **Betim**, defendeu seu Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) intitulado **“DESENVOLVIMENTO DE UM CONTROLADOR DE VOO PARA AEROMODELO COM AQUISIÇÃO DE DADOS E ANÁLISE DINÂMICA”** e foi **APROVADO**, com **Nota (96)** pontos.

Este resultado reflete o cumprimento parcial dos critérios de avaliação estabelecidos pelo curso e reconhece os esforços e a dedicação do discente e seu **orientador** no desenvolvimento do seu TCC. O lançamento da nota e o consequente encerramento do respectivo processo está condicionado ao cumprimento dos procedimentos pós-defesa conforme previstos nos regulamentos vigentes. Tais procedimentos pós-defesa devem ser finalizados dentro do prazo limite de **15** dias, a contar da data desta ata. O descumprimento destes procedimentos até a data estipulada implicará em atribuição de nota 0 (zero) e consequente reprovação.

A sessão foi encerrada às **19 horas**. Para constar, eu, **Prof. Dr. Arthur Hermano Rezende Rosa**, redigi a presente ata que após lida publicamente, foi aprovada e assinada pelo discente e membros da banca examinadora.

Betim, 10 de julho de 2026.



Documento assinado eletronicamente por **Arthur Hermano Rezende Rosa**, **Professor**, em 10/07/2026, às 18:13, conforme Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020.



Documento assinado eletronicamente por **Marcus Paulo Silva de Abreu**, **Testemunha**, em 10/07/2026, às 21:43, conforme Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020.



Documento assinado eletronicamente por **Helbert Ribeiro de Sa, Professor**, em 14/07/2026, às 17:05, conforme Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020.



A autenticidade do documento pode ser conferida no site <https://sei.ifmg.edu.br/consultadocs> informando o código verificador **2805399** e o código CRC **C0A70182**.

23792.000845/2026-79	2805399v1
----------------------	-----------

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, por me conceder saúde, força e perseverança ao longo desta jornada.

À minha mãe, Jacira, e ao meu pai, Inácio, expresso minha profunda gratidão por todo o amor, apoio incondicional e pelos valores transmitidos ao longo da minha vida. Seus ensinamentos foram fundamentais para a formação do meu caráter e para a realização deste trabalho.

Aos meus irmãos, agradeço pela inspiração constante, incentivo e companheirismo, que sempre me motivaram a seguir em frente, mesmo diante das dificuldades.

À minha esposa Patricia, deixo meu sincero agradecimento pela paciência, compreensão e apoio em todos os momentos, especialmente nos períodos de maior dedicação a este trabalho. Seu suporte foi essencial para que eu pudesse concluir esta etapa.

Aos meus filhos, dedico este trabalho como forma de legado, na esperança de que ele sirva de inspiração para que continuem acreditando no valor do estudo, da persistência e do esforço para alcançar seus objetivos.

Aos professores do Instituto Federal de Minas Gerais – Campus Betim, expresso meu agradecimento pela dedicação, pelos conhecimentos compartilhados e pela contribuição fundamental para minha formação acadêmica e profissional ao longo do curso.

Por fim, agradeço a todos que, diretamente ou indiretamente, contribuíram para a realização deste Trabalho de Conclusão de Curso.

RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento de um controlador de voo para aeromodelo baseado no microcontrolador STM32F103CBT6, escolhido por sua alta capacidade de processamento e baixo custo, integrando o sensor inercial MPU-6050 para leitura de ângulos de atitude e um módulo de gravação em cartão SD para aquisição de dados em voo. Propõe-se uma arquitetura embarcada capaz de realizar a leitura de sinais PWM provenientes do receptor de rádio controle, a geração de saídas PWM para atuadores (roll e pitch) e a fusão sensorial por meio de filtro complementar não linear, obtendo estimativas em tempo real dos ângulos de pitch e roll com baixa latência. A implementação foi conduzida seguindo boas práticas de configuração de periféricos, temporizadores, barramentos I²C e SPI, bem como integração da pilha FATFS, o que permitiu uma abordagem estruturada e eficiente na programação do microcontrolador.

O sistema registra, em formato CSV, as entradas e saídas do aeromodelo para posterior aplicação de técnicas de identificação de sistemas, visando à obtenção da função de transferência que representa a dinâmica da aeronave. O método proposto contempla testes de bancada para validação eletrônica e funcional, ensaios de excitação controlada e voos de avaliação, seguindo procedimentos de análise de sistemas dinâmicos.

Resultados preliminares indicam que o protótipo apresenta leitura estável de múltiplos canais PWM, estimativa consistente de atitude e registro adequado dos dados, apontando para uma base promissora na sintonia de controladores e análise dinâmica do aeromodelo. Ensaios adicionais em voo serão realizados para confirmar a viabilidade técnica, o baixo custo e a reprodutibilidade do fluxo de aquisição, processamento e análise, visando à sua aplicação em outras plataformas de voo não tripuladas.

Palavras-chave: STM32F103; MPU-6050; controlador de voo; identificação de sistemas; função de transferência;

ABSTRACT

This work presents the development of a flight controller for a model aircraft based on the STM32F103CBT6 microcontroller, chosen for its high processing capability and low cost, integrating the MPU-6050 inertial sensor for attitude angle measurement and an SD card logging module for in-flight data acquisition. The proposed embedded architecture is capable of reading PWM signals from the radio control receiver, generating PWM outputs for actuators (roll and pitch), and performing sensor fusion through a nonlinear complementary filter, providing real-time estimates of pitch and roll angles with low latency. The STM32 implementation followed best practices for configuring peripherals, timers, I²C and SPI buses, as well as FATFS integration, enabling a structured and efficient approach to microcontroller programming.

The system records the aircraft's inputs and outputs in CSV format for later application of system identification techniques, aiming to obtain the transfer function representing the aircraft dynamics. The proposed method includes bench testing for electronic and functional validation, controlled excitation tests, and flight evaluations, following established procedures for dynamic system analysis.

Preliminary results indicate that the prototype shows stable reading of multiple PWM channels, consistent attitude estimation, and reliable data logging, providing a promising basis for controller tuning and dynamic analysis of the model aircraft. Additional flight tests will be carried out to confirm the technical feasibility, low cost, and reproducibility of the acquisition–processing–analysis workflow, aiming at its application to other unmanned aerial platforms.

Keywords: STM32F103; MPU-6050; flight controller; PWM; system identification; transfer function;

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Diagrama com a fusão sensorial usando o filtro Kalman.	19
Figura 2 – Sinal do experimento realizado neste trabalho, correspondente ao voo sem a aplicação do filtro de Kalman.	19
Figura 3 – Sinal do experimento realizado neste trabalho, correspondente ao voo com a aplicação do filtro de Kalman.	20
Figura 4 – Medição do Sinal PWM gerado pelo receptor de rádio.	22
Figura 5 – Diagrama de Blocos Controlador PID.	23
Figura 6 – Aeromodelo de asa fixa com indicação das superfícies de controle: profundor e ailerons.	24
Figura 7 – Microcontrolador STM32F103CBT6 da família STM32F1.	26
Figura 8 – Módulo MPU-6050: sensor inercial com acelerômetro e giroscópio triaxiais integrados.	27
Figura 9 – Servomecanismo digital SC-0252MG com ligação mecânica ao comando de voo.	28
Figura 10 – Rádio Controle Futaba T14SG.	28
Figura 11 – Receptor de rádio controle RSF085S com antena externa.	29
Figura 12 – Divisão modular do Firmware destacada em vermelho.	31
Figura 13 – Fluxo de execução dos sistemas.	32
Figura 14 – Teste feito em bancada da interligação dos módulos eletrônico.	34
Figura 15 – Placa eletrônica desenvolvida no software EasyEDA.	38
Figura 16 – Case e Placa eletrônica desenvolvida pelo autor.	38
Figura 17 – Placa eletrônica fabricada e instalada no aeromodelo	39
Figura 18 – Fluxo de dados : do comando do piloto à gravação em cartão MicroSD para análise posterior.	40
Figura 19 – Resposta do eixo Roll ao longo do voo com aplicação de degraus.	41
Figura 20 – Resposta normalizada do eixo Roll ao degrau 4 selecionado para a identificação do modelo dinâmico.	43
Figura 21 – Comparação entre a resposta experimental e os modelos de primeira e segunda ordem para o eixo Roll.	45
Figura 22 – Resposta do eixo Pitch ao longo do voo com aplicação de degraus.	46
Figura 23 – Resposta normalizada do eixo Pitch ao degrau 6 selecionado para a identificação do modelo dinâmico.	47
Figura 24 – Comparação entre a resposta experimental e os modelos de primeira e segunda ordem para o eixo Pitch.	49
Figura 25 – Parâmetros de sintonização do sistema do eixo roll usando a ferramenta <i>pidtune</i> MATLAB/Simulink	53
Figura 26 – Diagrama do sistema de controle do eixo Roll em Simulink.	54
Figura 27 – Resposta ao degrau de referência para o eixo Roll.	55

Figura 28 – Parâmetros de sintonização do sistema do eixo pitch usando a ferramenta <i>pidtune</i> MATLAB/Simulink	56
Figura 29 – Diagrama do sistema de controle do eixo Pitch em Simulink.	57
Figura 30 – Resposta ao degrau de referência para o eixo Pitch.	58
Figura 31 – Resposta experimental do eixo Roll com o controlador PI ativo.	59
Figura 32 – Resposta experimental do eixo Pitch com o controlador PI ativo.	60

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Degraus aplicados durante o voo no eixo Roll	42
Tabela 2 – Parâmetros identificados do modelo dinâmico do eixo Roll	44
Tabela 3 – Degraus identificados no eixo Pitch	47
Tabela 4 – Parâmetros identificados do modelo dinâmico do eixo Pitch	48
Tabela 5 – Ativação do Controlador durante o Voo no Eixo Roll	59
Tabela 6 – Ativação do Controlador durante o Voo no Eixo Pitch	60

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ADC	Analog to Digital Converter (Conversor Analógico–Digital)
ARM	Advanced RISC Machine
CSV	Comma-Separated Values (Valores Separados por Vírgula)
FATFS	File Allocation Table File System
FLASH	Memória não volátil para armazenamento de código e dados
HAL	Hardware Abstraction Layer
I2C	Inter–Integrated Circuit
IMU	Inertial Measurement Unit (Unidade de Medição Inercial)
kHz	Quilohertz
KB	Quilobyte
MCU	Microcontroller Unit (Unidade Microcontroladora)
MIMO	Multiple Input, Multiple Output
MPU-6050	Motion Processing Unit 6050 (Sensor inercial de seis eixos)
NVIC	Nested Vectored Interrupt Controller
PID	Proportional–Integral–Derivative
PWM	Pulse Width Modulation (Modulação por Largura de Pulso)
RAM	Random Access Memory (Memória de Acesso Aleatório)
ROM	Read Only Memory (Memória Somente de Leitura)
SAS	Stability Augmentation System (Sistema de Aumento de Estabilidade)
SD	Secure Digital
SPI	Serial Peripheral Interface
SRAM	Static Random Access Memory
STM	STMicroelectronics
STM32	Família de microcontroladores ARM da STMicroelectronics
SWD	Serial Wire Debug
UART	Universal Asynchronous Receiver/Transmitter
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (Veículo Aéreo Não Tripulado)
USB	Universal Serial Bus
MHz	Megahertz
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso

LISTA DE SÍMBOLOS

Γ	Letra grega Gama
Λ	Letra grega Lambda
ζ	Coefficiente de amortecimento
ξ	Letra grega Xi
ω_n	Frequência natural do sistema
τ	Constante de tempo
K	Ganho estático do sistema
K_p	Ganho proporcional do controlador PID
K_i	Ganho integral do controlador PID
K_d	Ganho derivativo do controlador PID
$e(t)$	Erro entre o sinal de referência e a saída do sistema
$u(t)$	Sinal de controle aplicado ao sistema
$y(t)$	Saída do sistema
$r(t)$	Sinal de referência
s	Variável complexa do domínio de Laplace
Δt	Período de amostragem
θ	Ângulo estimado (pitch ou roll)
ω	Velocidade angular
$\in$	Pertence

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Objetivos	15
<i>1.1.1</i>	<i>Objetivo geral</i>	<i>15</i>
<i>1.1.2</i>	<i>Objetivos específicos</i>	<i>15</i>
1.2	Justificativa	16
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
2.1	Sistemas embarcados e microcontroladores STM32	17
2.2	Sensores inerciais e fusão sensorial usando o Filtro de Kalman	17
<i>2.2.1</i>	<i>Normalização dos Sinais</i>	<i>20</i>
2.3	Sinal PWM	21
2.4	Controlador PID	22
2.5	Controle Assistido pelo Piloto e <i>Authority Blending</i>	23
2.6	Controle de aeromodelos de asa fixa	24
2.7	Identificação de Sistemas e Obtenção da Função de Transferência por Aplicação de Degrau	25
2.8	Componentes usados no Sistema	26
<i>2.8.1</i>	<i>Microcontrolador STM32F103CBT6</i>	<i>26</i>
<i>2.8.2</i>	<i>Sensor inercial MPU-6050</i>	<i>26</i>
<i>2.8.3</i>	<i>Módulo de cartão SD</i>	<i>27</i>
<i>2.8.4</i>	<i>Servomecanismos</i>	<i>27</i>
<i>2.8.5</i>	<i>Transmissor de rádio controle</i>	<i>28</i>
<i>2.8.6</i>	<i>Receptor de rádio controle</i>	<i>29</i>
3	METODOLOGIA	30
3.1	Visão Geral do Projeto	30
3.2	Plataforma de Desenvolvimento	30
3.3	Estrutura Modular do Firmware	30
<i>3.3.1</i>	<i>PRINCIPAL</i>	<i>31</i>
<i>3.3.2</i>	<i>MPU</i>	<i>31</i>
<i>3.3.3</i>	<i>PWM</i>	<i>31</i>

3.3.4	<i>SDCARD</i>	32
3.4	Fluxo de Execução	32
3.5	Montagem e Validação em Bancada	33
3.6	Etapas Futuras	34
4	INTRODUÇÃO À IDENTIFICAÇÃO EXPERIMENTAL	36
4.1	Aquisição dos Dados em Voo	37
4.1.1	<i>Hardware Utilizado no Registro dos Dados</i>	37
4.1.2	<i>Arquitetura de Aquisição dos Sinais</i>	39
4.1.3	<i>Taxa de Amostragem e Formato dos Dados</i>	40
4.2	Pré-Processamento e Seleção dos Degraus	40
4.2.1	<i>Critérios para Seleção dos Degraus</i>	41
4.3	Identificação do Modelo Dinâmico do Eixo Roll	42
4.3.1	<i>Seleção dos Degraus no Eixo Roll</i>	42
4.3.2	<i>Normalização do Sinal do Eixo Roll</i>	43
4.3.3	<i>Identificação do Modelo de Primeira Ordem – Roll</i>	43
4.3.4	<i>Comparação Gráfica dos Modelos – Eixo Roll</i>	44
4.4	Identificação do Modelo Dinâmico do Eixo Pitch	46
4.4.1	<i>Seleção dos Degraus no Eixo Pitch</i>	46
4.4.2	<i>Identificação do Modelo Dinâmico do Eixo Pitch</i>	48
4.4.3	<i>Comparação Gráfica dos Modelos – Eixo Pitch</i>	48
4.4.4	<i>Resultados e Implicações para o Projeto de Controle</i>	49
5	PROJETO E AVALIAÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE DOS EIXOS ROLL E PITCH	51
5.1	Introdução	51
5.2	Estrutura Geral do Sistema de Controle	51
5.3	Controle do Eixo Roll	52
5.3.1	<i>Modelo Dinâmico do Eixo Roll</i>	52
5.3.2	<i>Projeto do Controlador PI para o Eixo Roll</i>	52
5.3.3	<i>Simulação do Sistema de Controle do Eixo de Roll em Ambiente Simulink</i>	53
5.3.4	<i>Resultados de Simulação – Roll</i>	54

5.3.5	<i>Resposta ao Degrau de Referência</i>	54
5.3.6	<i>Rejeição a Perturbações</i>	55
5.3.7	<i>Influência do Comando Manual</i>	55
5.4	Controle do Eixo Pitch	55
5.4.1	<i>Modelo Dinâmico do Eixo Pitch</i>	55
5.4.2	<i>Projeto do Controlador PI para o Eixo Pitch</i>	56
5.4.3	<i>Simulação do Sistema de Controle do Eixo de Pitch em Ambiente Simulink</i>	56
5.4.4	<i>Resultados de Simulação – Pitch</i>	57
5.4.5	<i>Considerações Finais</i>	58
5.5	Implementação Embarcada e Validação Experimental em Voo	58
5.5.1	<i>Procedimento Experimental</i>	58
5.5.2	<i>Resultados Experimentais com o Controlador Ativo</i>	59
5.5.3	<i>Análise e Validação dos Resultados</i>	60
6	CONCLUSÃO	61
	REFERÊNCIAS	62
	APÊNDICE A – ESQUEMÁTICO ELETRÔNICO DO SISTEMA DESENVOLVIDO	63
	APÊNDICE B – CÓDIGO-FONTE DO ARQUIVO DE CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA DESENVOLVIDO	64
	APÊNDICE C – CÓDIGO DO MATLAB PARA OBTENÇÃO DOS GRÁFICOS E IDENTIFICAÇÃO DA FUNÇÃO DE TRANSFERÊNCIA	65

1 INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas, testemunhamos um grande desenvolvimento de sistemas embarcados para controle e estabilização de veículos aéreos não tripulados (VANTs) . Esse avanço só foi possível principalmente pela evolução de microcontroladores de alto desempenho e pela maior disponibilidade de sensores inerciais de baixo custo e elevada precisão. A miniaturização e a integração eletrônica permitem a implementação de dispositivos cada vez menores, mais acessíveis e capazes de executar algoritmos complexos de navegação e estabilização em tempo real. Como consequência, os VANTs passaram a ser amplamente utilizados em aplicações recreativas, científicas e industriais, como pesquisa, monitoramento ambiental, agricultura de precisão e inspeção industrial, evidenciando o impacto direto dessas inovações tecnológicas na expansão dessa área (BEARD; MCLAIN, 2012).

Nesse contexto, ao projetar um aeromodelo, especialmente de asa fixa, aspectos relacionados à estabilidade e ao controle de voo tornam-se fundamentais para garantir uma operação segura e eficiente, tanto em modos assistidos quanto automatizados. Para atender a esses requisitos, é comum a utilização de sensores inerciais, como o MPU-6050, associados a microcontroladores baseados na arquitetura ARM, como o STM32F103CBT6. Essa combinação possibilita a aquisição e o processamento de dados de atitude em tempo real, permitindo a implementação de estratégias de controle adequadas ao voo. Além disso, tais soluções apresentam vantagens como baixo custo, simplicidade de implementação e bom desempenho, sendo amplamente adotadas em sistemas embarcados para aplicações aeronáuticas (EUSTON *et al.*, 2008; NOVIELLO, 2018).

Diante desse cenário, este trabalho tem como objetivo desenvolver uma controladora de voo para um aeromodelo capaz de realizar a leitura de sinais de Modulação por Largura de Pulso (*Pulse Width Modulation – PWM*) provenientes do receptor de rádio, bem como o processamento dos dados de atitude, especificamente os ângulos dos movimentos de arfagem(*pitch*) e rolagem(*roll*) que serão obtidos por meio de um filtro complementar de KALMAN. O sistema proposto gera em sua saída sinais PWM para controlar os atuadores, permitindo o controle do movimento de voo. Adicionalmente, o controlador incorpora um módulo de gravação em cartão de memória Secure Digital (SD), utilizado para registrar os dados de voo em arquivos no formato *Comma-Separated Values* (CSV), possibilitando análises posteriores e a aplicação de técnicas de identificação de sistemas para a obtenção da função de transferência do aeromodelo.

O método adotado neste trabalho compreende a realização de testes de bancada para validação eletrônica e funcional do sistema, ensaios de excitação controlada para a coleta de dados dinâmicos e voos experimentais destinados à avaliação do desempenho em condições reais de operação. Essas etapas seguem procedimentos clássicos de análise de sistemas dinâmicos descritos na literatura (OGATA, 2010). O protótipo desenvolvido busca oferecer uma solução técnica de baixo custo, reproduzível e adaptável a diferentes configurações de aeromodelos, contribuindo para estudos nas áreas de controle, dinâmica de voo e desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados.

1.1 Objetivos

1.1.1 *Objetivo geral*

O processo atual de projetar, executar e validar um controlador de voo para um modelo de aeronave está centrado na estabilização automática em voo e na aquisição de dados para realizar análises dinâmicas. Inicialmente, a placa de desenvolvimento Blue Pill(STM32F103C8T6) será utilizada como plataforma de teste, a qual suportará a aplicação de algoritmos de controle, leitura de sensores inerciais no sistema e captura de sinais do receptor do rádio controle.

Na fase inicial, alguns testes de voo serão realizados para obter dados reais sobre como o aeromodelo opera, incluindo os ângulos de arfagem e rolamento, comandos de entrada (PWM) e a resposta dinâmica do sistema. A função de transferência da planta será derivada do modelo matemático obtido a partir desses dados.

Uma vez identificada a planta, a sintonia do controlador será implementada dentro de um ambiente de simulação onde ferramentas serão usadas para obter os principais parâmetros de controle para maior estabilidade e precisão na resposta. O controlador será então implementado em hardware, submetido a uma série adicional de testes de voo para garantir sua eficácia e confirmar a estabilização da aeronave dadas as condições operacionais variáveis de acordo com os fatores externos ao sistema.

Finalmente, com a validação do sistema e os resultados obtidos, uma placa eletrônica personalizada será proposta para incluir todos os módulos necessários, como sensores inerciais, entradas e saídas PWM, interface para cartão SD e fonte de alimentação em um sistema eletrônico embarcado, dedicado adaptado para a função autônoma e confiável do controlador de voo.

1.1.2 *Objetivos específicos*

Realizar a pesquisa e o levantamento bibliográfico sobre controladores de voo, sistemas embarcados e técnicas de identificação de sistemas aplicadas a aeromodelos, com foco no uso de microcontroladores STM32 e sensores inerciais.

Configurar e programar a placa de desenvolvimento STM32F103CBT6 para aquisição de dados dos sensores inerciais, leitura dos sinais PWM provenientes do receptor e geração de sinais PWM para atuadores.

Executar testes preliminares em bancada para verificar o funcionamento do hardware, a comunicação entre os módulos e a correta gravação de dados em cartão SD.

Realizar ensaios experimentais em voo para coleta de dados do comportamento dinâmico da aeronave, incluindo ângulos de inclinação (pitch e roll), sinais de comando e resposta do sistema.

Efetuar a modelagem matemática da planta com base nos dados coletados, obtendo a

função de transferência que representa a dinâmica do aeromodelo.

Projetar e sintonizar o controlador em ambiente de simulação, utilizando a planta identificada para ajuste dos parâmetros que garantam estabilidade e desempenho satisfatório.

Implementar o controlador ajustado no hardware e realizar nova campanha de testes em voo para validação da estabilização do aeromodelo.

Desenvolver e confeccionar a placa eletrônica personalizada, integrando todos os módulos necessários ao funcionamento do controlador de voo em um único circuito otimizado para uso embarcado.

Avaliar os resultados obtidos comparando o desempenho do sistema antes e após a aplicação do controlador, verificando a eficácia na estabilização da aeronave.

1.2 Justificativa

O avanço das tecnologias de microcontroladores e sensores inerciais tem possibilitado a criação de sistemas de controle cada vez mais acessíveis e eficientes, favorecendo a popularização e o aprimoramento de aeronaves não tripuladas (UAVs) e aeromodelos. No entanto, soluções comerciais de controladores de voo, embora amplamente disponíveis, muitas vezes apresentam alto custo, dependência de plataformas fechadas e limitações para personalização de hardware e software.

No contexto acadêmico e de pesquisa, torna-se relevante o desenvolvimento de sistemas abertos e reconfiguráveis, que permitam não apenas o controle de voo, mas também a coleta de dados para análises dinâmicas e estudos de desempenho. Um controlador de voo projetado para registrar simultaneamente as entradas (comandos do piloto) e as respostas do sistema (ângulos de pitch e roll, por exemplo) oferece um valioso recurso para identificação de sistemas e obtenção da função de transferência, facilitando a modelagem matemática e o ajuste fino de algoritmos de controle.

Além disso, a utilização de componentes como o STM32F103CBT6, o MPU-6050 e módulos de armazenamento em cartão SD garante baixo custo, ampla disponibilidade no mercado e flexibilidade para futuras expansões, como integração de protocolos de comunicação mais avançados (ex.: S.Bus) ou módulos de telemetria embarcados.

Portanto, o desenvolvimento deste projeto se justifica por oferecer uma solução acessível, reprodutível e adaptável para controle e análise de voo de aeromodelos, com potencial aplicação em ensino, pesquisa e no aprimoramento de sistemas embarcados voltados à aviação experimental.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Sistemas embarcados e microcontroladores STM32

O desenvolvimento de aplicações embarcadas com microcontroladores da família STM32 pode ser realizado por meio de diferentes abordagens de software, incluindo o uso direto de bibliotecas de baixo nível ou ambientes de desenvolvimento que abstraem parte da complexidade do hardware. No contexto deste trabalho, optou-se pela utilização da IDE Arduino, por meio do pacote STM32duino, o qual fornece suporte aos microcontroladores STM32 e permite o acesso aos periféricos essenciais, como temporizadores, interfaces de comunicação e entradas e saídas digitais, mantendo uma estrutura de programação simplificada. Essa abordagem mostrou-se adequada para a etapa experimental, especialmente no que se refere à comunicação com o cartão microSD e à aquisição confiável dos dados em tempo real (NOVIELLO, 2018).

2.2 Sensores inerciais e fusão sensorial usando o Filtro de Kalman

A estimação confiável da medição de ângulo é um requisito fundamental para a estabilidade e o controle de aeronaves de asa fixa. Sensores inerciais de baixo custo, como o MPU-6050 utilizado neste trabalho, integram um acelerômetro e um giroscópio triaxiais em um único dispositivo, acessado por meio do protocolo de comunicação I²C. Apesar de sua ampla aplicação em sistemas embarcados, esses sensores apresentam limitações inerentes às suas características físicas, tornando necessária a utilização de técnicas de fusão sensorial para obtenção de estimativas precisas da medição.

O acelerômetro mede acelerações lineares nos eixos X , Y e Z , podendo ser utilizado para estimar a inclinação do sistema em relação ao vetor gravidade. Entretanto, suas medições são altamente sensíveis a vibrações e acelerações externas, o que resulta em sinais ruidosos, especialmente em aplicações de voos. Por outro lado, o giroscópio fornece medições suaves e de rápida resposta da velocidade angular, porém apresenta erro acumulado ao longo do tempo quando seus dados são integrados, fenômeno conhecido como deriva (*drift*) (EUSTON *et al.*, 2008). Dessa forma, a combinação dessas medições torna-se essencial para a obtenção de informações confiáveis de atitude, como os ângulos de *pitch* e *roll*.

Neste trabalho, a fusão sensorial é realizada por meio do Filtro de Kalman, conforme a modelagem apresentada por (OLIVEIRA; GONÇALVES, 2017). O filtro de Kalman consiste em um algoritmo recursivo de estimação de estados, fundamentado em modelos matemáticos do sistema e em descrições estatísticas dos ruídos envolvidos. Sua aplicação permite combinar de forma ótima, no sentido estatístico, as medições do acelerômetro e do giroscópio, compensando as limitações individuais de cada sensor.

O modelo adotado considera um vetor de estados composto pelo ângulo estimado e pelo viés do giroscópio, conforme descrito em:

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \theta_k \\ b_k \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

onde θ_k representa o ângulo estimado e b_k corresponde ao viés do giroscópio no instante k .

A dinâmica do sistema é descrita pelo modelo em espaço de estados dado por:

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{k-1} + \begin{bmatrix} \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} \omega_k + \mathbf{w}_k \quad (2.2)$$

em que ω_k é a velocidade angular medida pelo giroscópio, Δt é o período de amostragem e $\mathbf{w}_k$ representa o ruído do processo.

O modelo de medição, obtido a partir do acelerômetro, é expresso por:

$$z_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_k + v_k \quad (2.3)$$

onde z_k corresponde ao ângulo estimado a partir das medições do acelerômetro e v_k representa o ruído de medição.

O filtro de Kalman opera de forma recursiva por meio de duas etapas principais: predição e correção. Na etapa de predição, o estado e a matriz de covariância do erro são estimados a partir do modelo do sistema:

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{B}\omega_k \quad (2.4)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A}\mathbf{P}_{k-1}\mathbf{A}^T + \mathbf{Q} \quad (2.5)$$

Em seguida, calcula-se o ganho de Kalman, responsável por ponderar a confiança entre o modelo e as medições:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}^T (\mathbf{H}\mathbf{P}_k^- \mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (2.6)$$

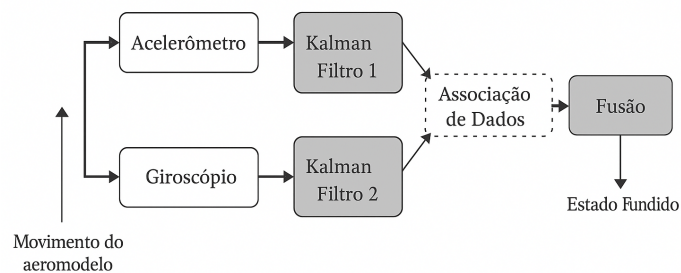
Por fim, realiza-se a etapa de correção, atualizando a estimativa do estado e a covariância do erro:

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (z_k - \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (2.7)$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}) \mathbf{P}_k^- \quad (2.8)$$

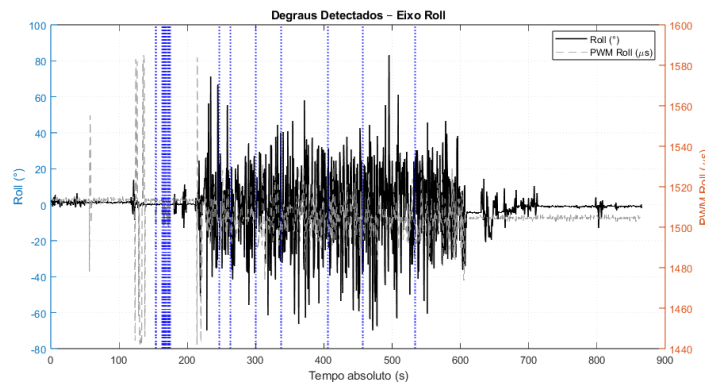
A Figura 1 ilustra o modelo esquemático do processo de fusão sensorial utilizando o Filtro de Kalman para a combinação das medições do acelerômetro e do giroscópio. A aplicação desse método possibilita a obtenção de estimativas mais precisas e estáveis da atitude da aeronave, sendo adequada para implementação em sistemas embarcados de tempo real com recursos computacionais limitados.

Figura 1 – Diagrama com a fusão sensorial usando o filtro Kalman.



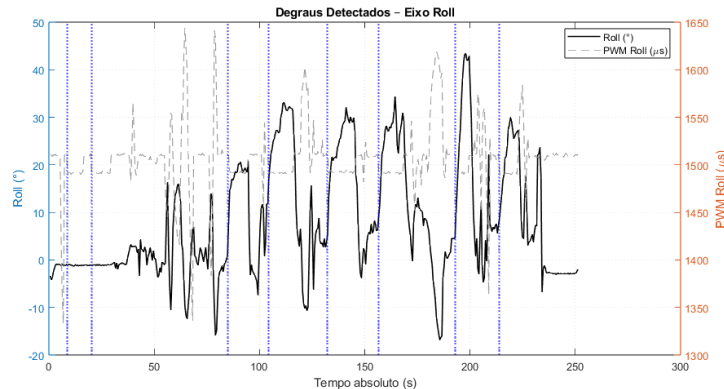
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Figura 2 – Sinal do experimento realizado neste trabalho, correspondente ao voo sem a aplicação do filtro de Kalman.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Figura 3 – Sinal do experimento realizado neste trabalho, correspondente ao voo com a aplicação do filtro de Kalman.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Os resultados experimentais apresentados por (OLIVEIRA; GONÇALVES, 2017) evidenciam o comportamento ruidoso do acelerômetro e a deriva do giroscópio, e quando aplica o filtro de Kalman produz uma resposta suave, estável e mais fiel ao movimento real do sistema. A implementação deste método neste projeto demonstrou desempenho compatível, sendo adequada para execução no microcontrolador STM32F103 com baixo custo computacional.

2.2.1 Normalização dos Sinais

Com o objetivo de padronizar os dados experimentais e permitir a comparação entre a resposta obtida experimentalmente e os modelos matemáticos identificados, os sinais de entrada e saída dos eixos foram submetidos a um processo de normalização. Segundo (LJUNG, 1999), a normalização dos sinais é uma etapa fundamental em procedimentos de identificação de sistemas, pois reduz a influência das escalas físicas e melhora a robustez dos algoritmos de ajuste de modelos.

Inicialmente, foi realizada a remoção do offset dos sinais de entrada e saída. Esse procedimento consiste na subtração dos valores médios dos sinais obtidos antes da aplicação do degrau, conforme apresentado nas Equações 2.9 e 2.10. A eliminação do valor médio é essencial para garantir que a dinâmica identificada represente exclusivamente o comportamento do sistema em torno de um ponto de operação, evitando distorções causadas por componentes estacionárias.

Após a remoção do offset, o sinal de saída foi normalizado em relação ao seu valor máximo absoluto, conforme a Equação 2.11 e 2.12, assegurando que sua amplitude permaneça limitada a um intervalo unitário. Esse procedimento é amplamente empregado em técnicas de identificação experimental, preservando sua dinâmica temporal e tornando os resultados mais adequados para a identificação da função de transferência do sistema, o que facilita a comparação entre diferentes ensaios e reduz problemas numéricos durante a estimação dos parâmetros do modelo.

$$\tilde{y}(t) = y(t) - y_0 \quad (2.9)$$

$$\tilde{u}(t) = u(t) - u_0 \quad (2.10)$$

$$y_{\text{norm}}(t) = \frac{\tilde{y}(t)}{\max(|\tilde{y}(t)|)} \quad (2.11)$$

$$u_{\text{norm}}(t) = \frac{\tilde{u}(t)}{\bar{u}} \quad (2.12)$$

2.3 Sinal PWM

A Modulação por Largura de Pulso (*Pulse Width Modulation - PWM*) é uma técnica utilizada para representar sinais analógicos por meio de sinais digitais. Essa representação é realizada mantendo-se a amplitude e a frequência do sinal constantes, enquanto a largura do pulso é variada de acordo com a informação que se deseja transmitir.

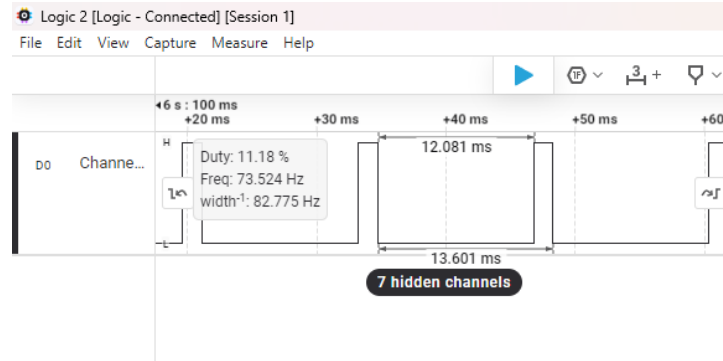
A principal grandeza associada ao sinal PWM é a razão cíclica (*duty cycle*), definida como a razão entre o tempo em que o sinal permanece em nível alto e o período total do sinal. Do ponto de vista matemático, o valor médio de um sinal PWM pode ser obtido pela média temporal do sinal ao longo de um período. Considerando um sinal PWM de amplitude máxima V_{max} e razão cíclica D , o valor médio é dado pela equação 2.13:

$$V_{\text{médio}} = D \cdot V_{\text{max}} \quad (2.13)$$

onde $D = \frac{t_{\text{on}}}{T}$ representa a razão cíclica do sinal. Essa característica permite que sistemas digitais, como microcontroladores, controlem dispositivos analógicos sem a necessidade de conversores digital-analógico (DAC) dedicados. Quando um sinal PWM é aplicado a um sistema com comportamento integrador ou a um filtro passa-baixa, sua componente média é extraída, resultando em uma resposta equivalente à obtida por um sinal analógico contínuo. Dessa forma, o PWM torna-se uma técnica amplamente utilizada para o controle de velocidade de motores, posicionamento de servomecanismos e ajuste de potência em diversos sistemas eletrônicos.

Devido à sua simplicidade, eficiência e robustez frente a ruídos, os sinais PWM são amplamente empregados em sistemas eletrônicos e de automação, constituindo uma técnica fundamental na interface entre sistemas digitais e físicos. Na Figura 4, pode-se observar um sinal PWM capturado a partir de um receptor utilizando o instrumento analisador lógico.

Figura 4 – Medição do Sinal PWM gerado pelo receptor de rádio.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.4 Controlador PID

Um controlador PID é uma das técnicas de controle mais onipresentes em sistemas industriais e embarcados devido à sua simplicidade de implementação, robustez e eficiência em uma ampla gama de aplicações. O PID é amplamente utilizado em sistemas de controle de voo para garantir estabilidade e desempenho adequado no controle de variáveis como atitude, velocidade angular e posição. Três termos: proporcional, integral e derivativo estão associados à ação de controle PID. O termo proporcional gera uma ação que é diretamente proporcional ao erro entre o valor de referência e a variável controlada, resultando em uma resposta rápida do sistema. O termo integral considera a acumulação de erro ao longo do tempo, permitindo a eliminação do erro em regime permanente. O termo derivativo, por sua vez, leva em conta a taxa de mudança do erro, antecipando o comportamento do sistema e ajudando a minimizar oscilações e *overshoot*.

Matematicamente, a lei de controle PID pode ser expressa por:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

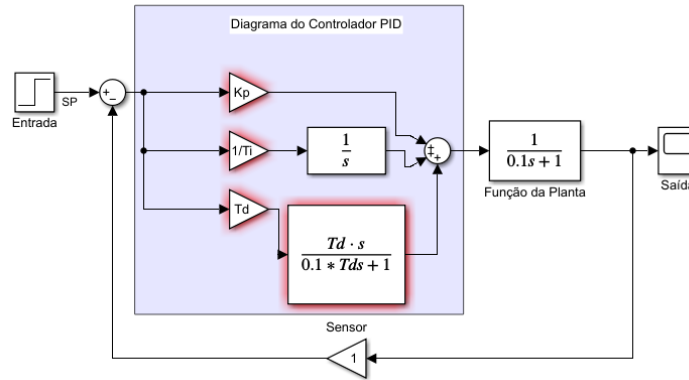
em que $u(t)$ representa o sinal de controle aplicado ao sistema, $e(t)$ é o erro entre o valor de referência e a saída do sistema, e K_p , K_i e K_d são, respectivamente, os ganhos proporcional, integral e derivativo.

Em sistemas digitais, como controladores embarcados baseados em microcontroladores, o controlador PID é implementado em forma discreta, considerando um período de amostragem constante. Essa implementação possibilita a integração do PID com sensores digitais e algoritmos de estimação, como filtros de Kalman ou filtros complementares, amplamente utilizados em sistemas de controle de voo.

Devido à sua flexibilidade, o controlador PID pode ser ajustado de acordo com as características dinâmicas do sistema, permitindo alcançar resultados adequados entre estabilidade,

rapidez de resposta e rejeição a perturbações. Por essas razões, o PID permanece como uma solução consolidada e amplamente adotada em aplicações aeronáuticas, robóticas e de automação.

Figura 5 – Diagrama de Blocos Controlador PID.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.5 Controle Assistido pelo Piloto e *Authority Blending*

Em sistemas de controle aplicados à aviação e a UAVs, há grande necessidade de combinar a atuação do operador humano com sistemas automáticos de estabilização. Essa arquitetura é conhecida como controle assistido pelo piloto, na qual o operador mantém a prioridade sobre o sistema, enquanto um controlador automático atua de forma auxiliar, contribuindo para a estabilidade e o desempenho dinâmico.

Uma abordagem consagrada para esse tipo de sistema é denominada *authority blending*, que consiste na combinação ponderada dos comandos do piloto com a ação do controlador automático. Em sistemas de controle de voo modernos, essa estratégia é empregada principalmente em Sistemas de Aumento de Estabilidade (*Stability Augmentation Systems - SAS*) e em arquiteturas *fly-by-wire*, permitindo assistência ao piloto sem a retirada de sua autoridade (STEVENS; LEWIS; JOHNSON, 2015).

A estrutura básica do *authority blending* pode ser representada matematicamente por:

$$u(t) = \alpha(t) * u_c(t) + [1 - \alpha(t)] * u_p(t) \quad (2.14)$$

em que $u(t)$ representa o comando aplicado ao sistema, $u_c(t)$ corresponde à ação do controlador automático, $u_p(t)$ ao comando do piloto e $\alpha(t)$ é um fator de ponderação limitado entre 0 e 1. Esse fator define o nível de autoridade relativo entre o controlador automático e o piloto, caracterizando um sistema de controle compartilhado. Quando $\alpha(t)$ assume valores próximos de 1, a ação automática predomina; quando se aproxima de 0, o controle torna-se predominantemente manual. Para valores intermediários, ocorre o controle assistido, no qual o controlador automático atua como estabilizador, reduzindo oscilações e melhorando a resposta dinâmica, sem substituir

o comando humano. Segundo Crassidis e Markley (1997), essa abordagem reduz conflitos entre o operador e o controlador automático, além de melhorar a robustez e a estabilidade do sistema.

Dessa forma, o controle assistido baseado em *authority blending* constitui uma solução amplamente fundamentada na literatura para sistemas de controle de voo que exigem estabilidade, segurança operacional e preservação da autoridade do piloto.

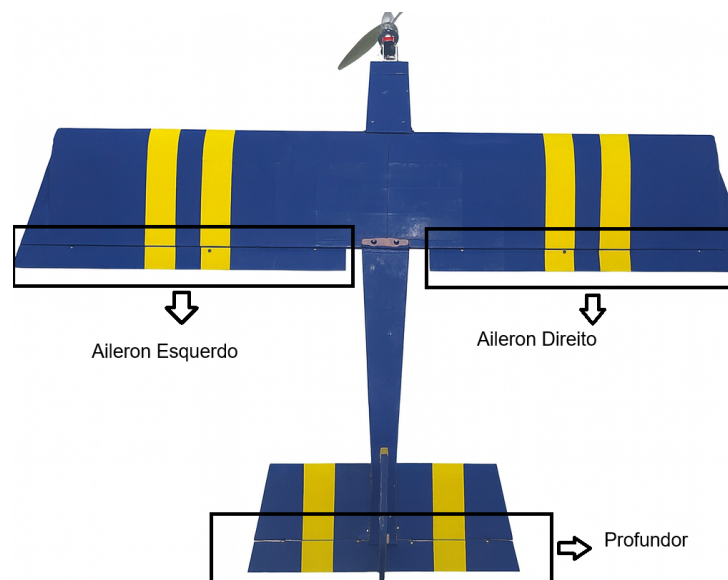
2.6 Controle de aeromodelos de asa fixa

A estabilização dos ângulos de atitude em pitch e roll é realizada por meio das superfícies aerodinâmicas móveis, sendo o profundor, localizado na cauda horizontal, e os ailerons, posicionados nas extremidades das asas. Essas superfícies são acionadas por servomecanismos controlados via sinais PWM, gerados pelo microcontrolador embarcado.

O sistema lê os pulsos de entrada provenientes do receptor de rádio, executa o algoritmo de controle, e gera os sinais de saída PWM responsáveis pelo movimento dos atuadores. Trata-se, portanto, de um sistema dinâmico do tipo MIMO, cujo desempenho deve ser avaliado com base em critérios clássicos de controle, como estabilidade, tempo de acomodação e sobre-sinal (OGATA, 2010).

A Figura 6 apresenta o aeromodelo utilizado no experimento, destacando as superfícies de controle empregadas para estabilização em pitch e roll.

Figura 6 – Aeromodelo de asa fixa com indicação das superfícies de controle: profundor e ailerons.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.7 Identificação de Sistemas e Obtenção da Função de Transferência por Aplicação de Degrau

A identificação de sistemas consiste em um conjunto de técnicas utilizadas para obter modelos matemáticos que representem o comportamento dinâmico de um sistema a partir de dados experimentais de entrada e saída. Diferentemente da modelagem analítica, baseada em leis físicas, a identificação experimental permite a obtenção de modelos mesmo quando a dinâmica do sistema é complexa ou parcialmente desconhecida (LJUNG, 1999).

Em sistemas reais, especialmente em aplicações aeronáuticas e embarcadas, a identificação experimental é amplamente empregada devido à presença de não linearidades, incertezas paramétricas e perturbações externas. Nessas condições, o modelo identificado tende a representar de forma mais fiel o comportamento dinâmico do sistema em operação (OGATA, 2010).

Entre os métodos de excitação utilizados na identificação de sistemas, a aplicação de um sinal de degrau destaca-se pela simplicidade de implementação e pela facilidade de análise da resposta temporal. A resposta ao degrau permite a extração de parâmetros dinâmicos importantes, como ganho estático, constante de tempo, tempo de subida e tempo de acomodação, possibilitando a obtenção de modelos aproximados do sistema.

Para sistemas aproximadamente lineares e invariantes no tempo, a resposta ao degrau pode ser utilizada para a obtenção de uma função de transferência. No caso de sistemas de primeira ordem, o modelo pode ser representado por:

$$G(s) = \frac{K}{\tau s + 1} \quad (2.15)$$

em que K representa o ganho do sistema e τ a constante de tempo, estimada a partir do instante em que a resposta atinge aproximadamente 63% do valor final (OGATA, 2010).

Para sistemas de segunda ordem, a função de transferência pode ser expressa como:

$$G(s) = \frac{K \omega_n^2}{s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2} \quad (2.16)$$

onde ω_n é a frequência natural e ζ o coeficiente de amortecimento, ambos obtidos a partir das características da resposta ao degrau, como sobre-elevação e tempo de acomodação.

No presente trabalho, a identificação do sistema é realizada por meio da aplicação de sinais de degrau nos comandos de entrada, com a aquisição da resposta do sistema por meio dos sensores embarcados. Os dados coletados são utilizados para a estimativa da função de transferência do aeromodelo, possibilitando a análise do comportamento dinâmico e a posterior sintonia do controlador.

2.8 Componentes usados no Sistema

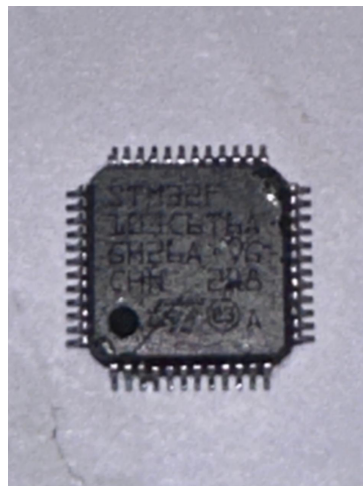
Esta seção apresenta uma descrição detalhada dos principais componentes utilizados no desenvolvimento do controlador de voo, abordando suas características técnicas e justificando a escolha de cada um para a aplicação proposta.

2.8.1 Microcontrolador STM32F103CBT6

STM32F103CBT6 é um microcontrolador de 32 bits da família STM32F1, desenvolvido pela STMicroelectronics, baseado na arquitetura ARM Cortex-M3. Opera com clock de até 72 MHz, possui 128 KB de memória Flash, 20 KB de SRAM, e conta com diversos periféricos embarcados, como ADCs de 12 bits, timers de 16 e 32 bits, e interfaces de comunicação como I²C, SPI e USART. Também dispõe de um sistema de interrupções com baixa latência, baseado no NVIC (Nested Vectored Interrupt Controller) (STMICROELECTRONICS, 2024).

A escolha deste microcontrolador se justifica por sua ampla disponibilidade, baixo custo, compatibilidade com bibliotecas livres como HAL e ferramentas como STM32CubeMX, além de ser totalmente capaz de executar, em tempo real, as tarefas de leitura de sensores, geração de sinais PWM, armazenamento de dados e controle de atitude da aeronave. A Figura 7 ilustra o modelo utilizado no projeto.

Figura 7 – Microcontrolador STM32F103CBT6 da família STM32F1.



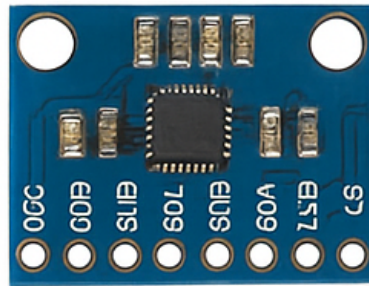
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.8.2 Sensor inercial MPU-6050

O MPU-6050, desenvolvido pela InvenSense, é um módulo que integra em um único encapsulamento um acelerômetro triaxial e um giroscópio triaxial, amplamente utilizado em sistemas embarcados de controle de atitude. A comunicação com o microcontrolador ocorre via barramento I²C, permitindo taxas de amostragem de até 1 kHz, o que o torna adequado para aplicações de controle em tempo real.

A escolha do MPU-6050 fundamenta-se no seu baixo custo, compatibilidade elétrica com a plataforma STM32, ampla documentação e boa estabilidade dinâmica, características que favorecem aplicações em sistemas de controle embarcados, especialmente em aeronaves de pequeno porte. A Figura 8 apresenta o módulo utilizado.

Figura 8 – Módulo MPU-6050: sensor inercial com acelerômetro e giroscópio triaxiais integrados.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.8.3 Módulo de cartão SD

O armazenamento dos dados de voo é realizado em um módulo para cartão microSD, utilizando interface SPI. O módulo trabalha com o sistema de arquivos FATFS, amplamente suportado em sistemas embarcados, permitindo a gravação dos dados em formato CSV para posterior análise em computador.

A escolha desse meio de armazenamento baseia-se na alta capacidade, baixo custo e facilidade de integração com softwares de análise de dados. O uso desse formato permite que as informações sejam processadas em ferramentas como MATLAB, GNU Octave ou planilhas eletrônicas.

2.8.4 Servomecanismos

Os servomecanismos utilizados no sistema convertem sinais PWM (Pulse Width Modulation) em movimento angular controlado, acionando diretamente as superfícies aerodinâmicas do aeromodelo, como o profundor (associado ao pitch) e os ailerons (associados ao roll). Esses dispositivos recebem sinais com frequência típica de 50 Hz, sendo que a largura do pulso varia entre 1 ms (posição mínima) e 2 ms (posição máxima), o que corresponde ao deslocamento total do eixo de saída do servo. A Figura 9 apresenta um exemplo do servomecanismo digital utilizado no projeto, já instalado com braço e link mecânico de comando.

Figura 9 – Servomecanismo digital SC-0252MG com ligação mecânica ao comando de voo.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.8.5 Transmissor de rádio controle

O sistema de controle usado neste trabalho utiliza como interface de comando do piloto um rádio transmissor modelo *Futaba 14SG*. Esse equipamento é amplamente empregado em aplicações de aeromodelismo e veículos aéreos não tripulados, destacando-se pela confiabilidade, precisão e flexibilidade na configuração dos canais de controle.

A escolha desse modelo de rádio justifica-se pela sua ampla adoção em aplicações experimentais e acadêmicas, bem como pela estabilidade dos sinais fornecidos, fator essencial para a correta leitura dos comandos e para a segurança da operação do aeromodelo. Dessa forma, o transmissor desempenha papel fundamental na integração entre o operador humano e o sistema de controle embarcado.

Figura 10 – Rádio Controle Futaba T14SG.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

2.8.6 Receptor de rádio controle

O receptor de rádio controle é o componente responsável por receber os comandos enviados pelo transmissor operado pelo piloto. Esses comandos são convertidos em sinais PWM, os quais são enviados ao microcontrolador embarcado e representam, por exemplo, as posições dos comandos de profundor, aileron e potência do motor.

No sistema desenvolvido, esses sinais são utilizados como entradas para o controlador de voo, permitindo tanto uma operação assistida (com intervenção do piloto) quanto uma operação parcialmente autônoma.

Foi selecionado um receptor de múltiplos canais operando na faixa de 2,4 GHz, pois essa frequência oferece alcance satisfatório, baixa latência e boa imunidade a interferências eletromagnéticas, características fundamentais para sistemas embarcados em ambientes dinâmicos e sujeitos a ruído. A Figura 11 apresenta o modelo de receptor utilizado no projeto.

Figura 11 – Receptor de rádio controle RSF085S com antena externa.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

3 METODOLOGIA

Este capítulo apresenta a metodologia adotada para o desenvolvimento do sistema embarcado proposto, detalhando a plataforma de hardware utilizada, a estrutura modular do firmware, o fluxo de execução do programa e os procedimentos de montagem e validação. Nesta etapa, o foco principal é a coleta de dados relacionados ao comportamento dinâmico do aeromodelo, etapa necessária para posterior identificação da planta e implementação de um controlador automático.

A metodologia adotada possui caráter experimental e segue os princípios clássicos de identificação de sistemas no domínio do tempo, utilizando entradas fisicamente e dados obtidos em condições reais de operação.

3.1 Visão Geral do Projeto

O desenvolvimento do projeto foi estruturado em etapas sequenciais e interdependentes, com foco na criação de um sistema embarcado capaz de medir sinais provenientes do receptor de rádio controle, estimar a atitude da aeronave em tempo real e registrar essas variáveis para análise posterior.

A abordagem adotada possui caráter experimental, envolvendo montagem de protótipos, testes em bancada, calibração de sensores e refinamento progressivo do código.

O objetivo desta fase é produzir um conjunto consistente de dados experimentais capaz de subsidiar a identificação da função de transferência do aeromodelo. Com base nessa modelagem, será possível projetar algoritmos de controle que promovam a estabilização da aeronave em etapas futuras.

3.2 Plataforma de Desenvolvimento

Inicialmente, utilizou-se a IDE STM32CubeIDE com a biblioteca HAL; entretanto, dificuldades relacionadas à inicialização do cartão microSD via SPI e à integração com o sistema de arquivos FATFS motivaram a migração para a IDE Arduino, utilizando o pacote STM32duino.

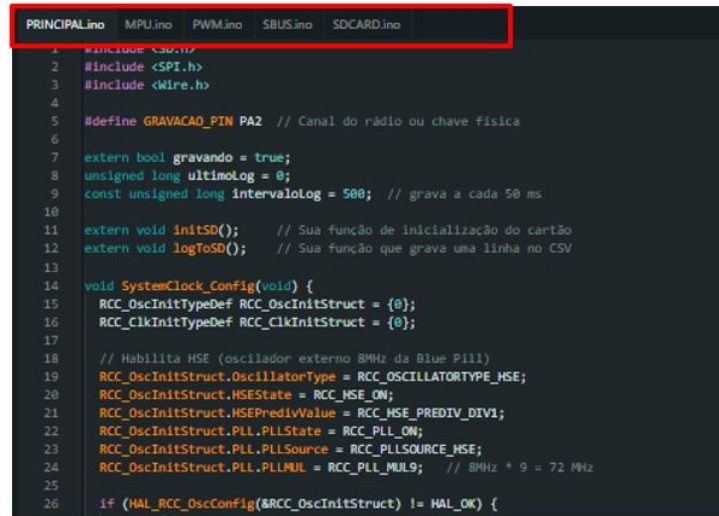
Essa mudança simplificou a implementação do sistema de armazenamento de dados, particularmente pelo uso de bibliotecas consolidadas, permitindo maior agilidade no desenvolvimento e maior estabilidade durante a etapa de coleta de dados experimentais.

3.3 Estrutura Modular do Firmware

Para facilitar a organização, manutenção e futura expansão, o firmware foi estruturado de forma modular conforme a Figura 12. Essa abordagem reduz o acoplamento entre funções, permite testes independentes e simplifica modificações em etapas posteriores, como a implementação do controlador embarcado.

Os módulos que compõem o sistema são descritos nas subseções a seguir.

Figura 12 – Divisão modular do Firmware destacada em vermelho.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

3.3.1 PRINCIPAL

O módulo `PRINCIPAL.ino` constitui o núcleo central do firmware desenvolvido, sendo responsável pela integração e coordenação das funcionalidades implementadas nos demais módulos do sistema embarcado. Inicialmente, são executadas rotinas de configuração e inicialização dos periféricos essenciais, abrangendo o sensor inercial MPU-6050, as interfaces de leitura e geração de sinais PWM e o subsistema de armazenamento em cartão microSD.

Além disso, este módulo organiza o fluxo de execução do sistema, garantindo o correto sequenciamento entre aquisição de dados, processamento das informações e registro dos dados experimentais.

3.3.2 MPU

Neste módulo são implementadas as rotinas de comunicação com o sensor MPU-6050 via interface I²C. Os dados de aceleração linear e velocidade angular são adquiridos e processados por meio de um filtro de Kalman, resultando em estimativas estáveis dos ângulos de pitch e roll.

Essas estimativas representam as variáveis de saída do sistema dinâmico em estudo e são utilizadas na etapa posterior de identificação da planta.

3.3.3 PWM

O módulo PWM é responsável pela leitura dos sinais PWM provenientes do receptor de rádio controle, utilizando funções como `pulseIn()`. Esses sinais representam diretamente os comandos do piloto, caracterizando as entradas aplicadas à planta durante os voos experimentais.

Além disso, o módulo é responsável pela geração dos sinais PWM destinados aos servomecanismos de pitch e roll. Nesta fase do trabalho, tais sinais são reproduções diretas dos comandos do piloto, não sendo implementada ainda nenhuma lógica de controle embarcado.

3.3.4 SDCARD

O módulo SDCARD é responsável pelo gerenciamento do armazenamento dos dados experimentais em cartão microSD. Neste módulo são implementadas as rotinas de inicialização do cartão, criação e abertura de arquivos, bem como a gravação contínua das variáveis medidas durante os ensaios.

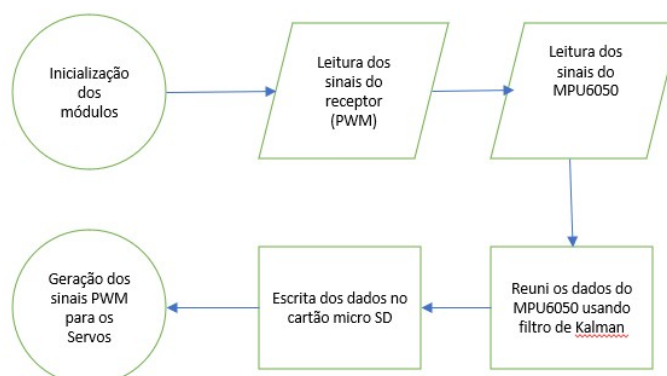
Os dados são armazenados em formato CSV, permitindo fácil importação e análise posterior em ambientes computacionais, como o MATLAB. As variáveis registradas incluem os comandos PWM de entrada, os ângulos estimados de pitch e roll e as informações temporais associadas a cada amostra.

3.4 Fluxo de Execução

O sistema segue um fluxo funcional contínuo no laço principal de execução, conforme ilustrado na Figura 14. Inicialmente, são adquiridos os sinais PWM do receptor e os dados do sensor inercial. Em seguida, os sinais são processados para obtenção das estimativas angulares, e todas as variáveis relevantes são registradas no cartão microSD.

Esse ciclo é contínuo, com otimizações para reduzir latência e garantir sincronismo entre aquisição, processamento e registro.

Figura 13 – Fluxo de execução dos sistemas.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

3.5 Montagem e Validação em Bancada

A etapa de montagem e validação em bancada teve como objetivo verificar o correto funcionamento dos módulos eletrônicos e do firmware desenvolvido, antes da integração do sistema ao aeromodelo. Essa fase é fundamental para reduzir riscos durante os ensaios em voo e garantir a confiabilidade dos dados experimentais coletados.

A montagem inicial do sistema foi realizada em protoboard, permitindo rápida substituição de componentes, ajustes elétricos e reconfiguração das conexões. Todos os módulos foram interligados por meio de jumpers padrão, respeitando as recomendações elétricas dos fabricantes dos dispositivos utilizados.

Os testes em bancada foram conduzidos de forma incremental, iniciando-se pela validação individual dos módulos e, posteriormente, pela verificação do funcionamento integrado do sistema. Os principais objetivos desta etapa foram:

- validar a leitura correta dos sinais PWM provenientes do receptor de rádio controle;
- verificar a comunicação e a aquisição de dados do sensor inercial MPU-6050;
- confirmar a correta estimativa dos ângulos de Pitch e Roll obtidos a partir do processamento dos dados inerciais;
- avaliar a atuação dos servomecanismos em resposta aos sinais PWM gerados;
- assegurar a integridade e a consistência dos arquivos gravados no cartão microSD.

Durante os ensaios, instrumentos como multímetro e osciloscópio foram utilizados para análise elétrica, permitindo a verificação dos níveis de tensão, da integridade dos sinais e da largura dos pulsos PWM. A leitura dos sinais do receptor foi comparada com os pulsos observados no osciloscópio, assegurando a fidelidade das medições realizadas pelo microcontrolador.

Os servomecanismos foram alimentados por uma fonte externa regulada de 5 V, de modo a evitar sobrecarga no regulador do microcontrolador e interferências no funcionamento do sistema. Esse cuidado contribuiu para maior estabilidade elétrica durante os testes.

Além disso, foram realizados testes específicos de gravação e leitura dos dados armazenados no cartão microSD, verificando-se a correta criação dos arquivos, a continuidade dos registros e a ausência de perdas de informação. Os arquivos gerados foram posteriormente analisados em ambiente computacional, confirmando a coerência temporal e a consistência dos dados registrados.

A Figura 14 apresenta a configuração utilizada durante os testes em bancada, realizados previamente ao desenvolvimento da placa eletrônica dedicada.

Figura 14 – Teste feito em bancada da interligação dos módulos eletrônico.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

3.6 Etapas Futuras

Após a validação da estrutura básica do sistema embarcado em bancada, as etapas subsequentes do trabalho serão conduzidas de forma sequencial, visando a identificação do modelo dinâmico do aeromodelo e o desenvolvimento de um sistema de controle automático. As etapas previstas são descritas a seguir:

- **Integração ao aeromodelo:** instalação do sistema embarcado na aeronave, incluindo fixação mecânica, organização do cabeamento e verificação das interferências eletromagnéticas e vibrações.
- **Ensaio em voo para coleta de dados:** realização de voos experimentais com aplicação de excitações controladas nos comandos de Pitch e Roll, respeitando os limites operacionais da aeronave, com o objetivo de obter dados representativos do comportamento dinâmico do sistema.
- **Tratamento e análise dos dados experimentais:** processamento dos sinais adquiridos, remoção de ruídos, sincronização temporal e organização dos conjuntos de dados para posterior identificação do modelo matemático.
- **Identificação da função de transferência:** estimação dos modelos dinâmicos do aeromodelo a partir dos dados experimentais, avaliando estruturas de primeira e segunda ordem e selecionando aquela que apresentar melhor compromisso entre simplicidade e aderência aos dados.

- **Projeto e sintonia do controlador:** desenvolvimento do controlador automático com base no modelo identificado, inicialmente em ambiente de simulação, seguido da definição dos parâmetros de controle.
- **Implementação embarcada do controlador:** incorporação do algoritmo de controle ao firmware do sistema, incluindo tratamento de saturações e adequação dos sinais às limitações físicas do sistema.
- **Testes finais e validação em voo:** realização de voos com o controlador ativo, avaliando o desempenho do sistema de estabilização e comparando os resultados com o comportamento em malha aberta.

Essas etapas são detalhadas e discutidas nos capítulos subsequentes deste trabalho.

4 INTRODUÇÃO À IDENTIFICAÇÃO EXPERIMENTAL

A identificação de sistemas consiste no processo de desenvolver modelos matemáticos que representem o comportamento dinâmico de um sistema real a partir de dados medidos de entrada e saída. Em aplicações de engenharia de controle, a obtenção de modelos confiáveis é essencial para o projeto de controladores que garantam estabilidade, desempenho e robustez do sistema. De acordo com (OGATA, 2010), modelos matemáticos são ferramentas fundamentais para analisar, prever e controlar o comportamento de sistemas dinâmicos, permitindo a aplicação de métodos formais de síntese e avaliação de controladores. (NISE, 2018) complementa destacando que a modelagem baseada em dados experimentais é particularmente útil quando o modelo físico é complexo ou de difícil determinação analítica.

No contexto de aeronaves de pequeno porte e aeromodelos radiocontrolados, a modelagem teórica completa, baseada nas equações aerodinâmicas e dinâmicas de voo, tende a ser extensa, sensível a parâmetros aerodinâmicos difíceis de medir com precisão e dependente de condições específicas de voo, como velocidade, vento, centro de gravidade e rigidez estrutural. Dessa forma, a identificação experimental torna-se uma alternativa eficiente e prática, pois permite a obtenção de modelos diretamente a partir do comportamento real da aeronave, considerando efeitos combinados de aerodinâmica, dinâmica do atuador, inércia estrutural e acoplamentos presentes no voo.

Neste trabalho, a identificação experimental foi aplicada aos movimentos de rolagem (roll) e cabeceio (pitch) do aeromodelo, a partir de dados coletados em voo contendo o sinal de comando enviado ao servo e o ângulo medido pelo sensor inercial. O objetivo é obter funções de transferência que representem a dinâmica entre o comando de profundor e a resposta do ângulo de pitch, e entre o comando de aileron e a resposta do ângulo de roll. Esses modelos servem como base para análises de desempenho dinâmico, tais como tempo de resposta, estabilidade e amortecimento, e serão utilizados posteriormente como referência para síntese de estratégias de controle.

A escolha por um modelo experimental também é motivada pelo fato de que, em sistemas embarcados de pequeno porte, como controladores de voo para aeromodelos, a implementação de estratégias de controle depende de modelos simples, porém representativos, capazes de capturar a dinâmica predominante do sistema. Assim, modelos de baixa ordem passa a ser desejáveis, e sua obtenção via identificação baseada em respostas a degraus é adequada, pois oferece um bom comprometimento entre simplicidade matemática e fidelidade ao comportamento real da aeronave.

A presente seção apresenta a fundamentação da identificação experimental utilizada neste trabalho, enquanto as subseções seguintes descrevem o experimento realizado, o processamento dos dados, a modelagem obtida e a validação do modelo matemático identificado.

4.1 Aquisição dos Dados em Voo

A etapa de aquisição dos dados experimentais foi conduzida com o objetivo de registrar, de forma simultânea, o sinal de comando enviado aos servomecanismos e a resposta dinâmica do aeromodelo em termos de ângulos de atitude. Essa coleta de dados é essencial para a identificação da função de transferência do sistema, permitindo posteriormente a análise do comportamento dinâmico dos eixos de rolagem (roll) e cabeceio (pitch).

O experimento foi realizado em voo, em ambiente aberto e com condições climáticas estáveis, buscando minimizar a influência de vento e turbulências que pudessem comprometer a qualidade dos dados. O perfil de voo adotado foi do tipo misto, combinando trechos estabilizados em linha reta com a aplicação de perturbações intencionais pelo piloto. Esse procedimento permitiu registrar tanto o comportamento em regime quase permanente quanto as respostas transitórias oriundas de comandos do rádio, condição necessária para identificação de sistemas com base em respostas ao degrau.

4.1.1 Hardware Utilizado no Registro dos Dados

Para a aquisição e armazenamento dos dados foi desenvolvida uma placa eletrônica dedicada, baseada no microcontrolador STM32F103C8T6, compatível com a plataforma conhecida como “Blue Pill”, porém implementada em placa própria projetada pelo autor. A utilização de um hardware personalizado possibilitou a integração dos módulos necessários em um único circuito, reduzindo cabos, ruídos elétricos e aumentando a confiabilidade durante os ensaios em voo.

O microcontrolador STM32F103CBT6 foi selecionado por sua capacidade de operação a 72 MHz, pela presença de temporizadores com funcionalidade de captura de entrada, fundamentais para a leitura precisa dos sinais PWM provenientes do rádio controle, além de disponibilizar interface I²C de alta velocidade para comunicação com o sensor inercial e suporte a armazenamento externo via SPI, utilizado para gravação dos dados em cartão microSD.

O sistema embarcado foi composto pelos seguintes elementos principais:

Microcontrolador STM32F103C8T6: responsável pela leitura dos sinais de comando enviados pelo piloto, aquisição dos dados do sensor inercial e armazenamento dos registros coletados durante o experimento;

Sensor inercial MPU-6050: empregado para a medição dos ângulos de roll e pitch por meio da fusão das informações de acelerômetro e giroscópio;

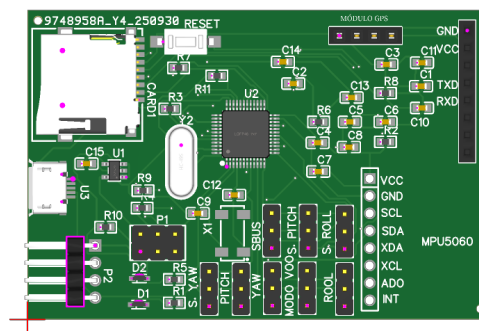
Módulo de cartão microSD: utilizado para o armazenamento dos dados em formato .csv, possibilitando posterior análise em ambiente computacional;

Receptor RC (Rádio Controle): forneceu os sinais PWM referentes aos comandos de aileron e profundor aplicados durante a pilotagem da aeronave.

Com o objetivo de integrar esses componentes em um único hardware compacto e adequado às dimensões e vibrações presentes na aeronave, foi realizado o desenvolvimento de uma Placa de Circuito Impresso (PCI) específica para o projeto. O projeto eletrônico foi elaborado no software EasyEDA, contemplando a criação do esquemático, definição dos footprints, roteamento das trilhas e a geração do modelo tridimensional da placa. Essa etapa permitiu adequar a disposição dos componentes, manter a organização das conexões elétricas e garantir a robustez mecânica para instalação no aeromodelo.

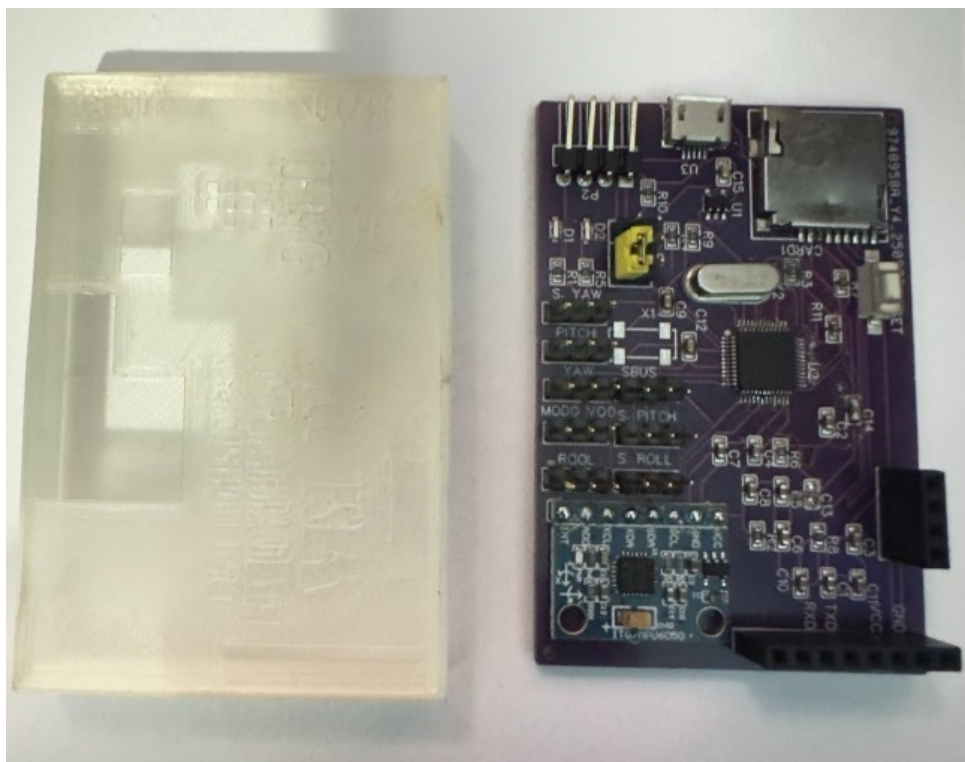
A Figura 15 apresenta a placa eletrônica desenvolvida, enquanto a Figura 16 mostra a case e a placa fabricadas pelo autor. Já a Figura 17 ilustra a placa fabricada e devidamente instalada na aeronave utilizada nos ensaios.

Figura 15 – Placa eletrônica desenvolvida no software EasyEDA.



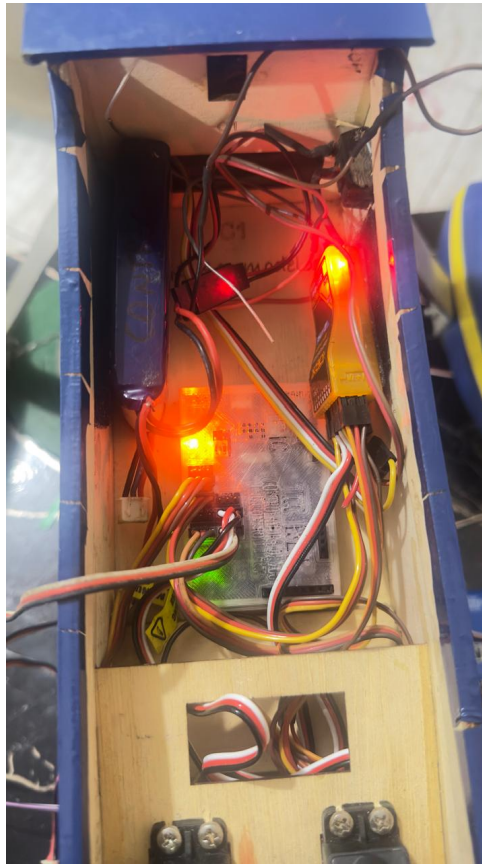
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Figura 16 – Case e Placa eletrônica desenvolvida pelo autor.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Figura 17 – Placa eletrônica fabricada e instalada no aeromodelo



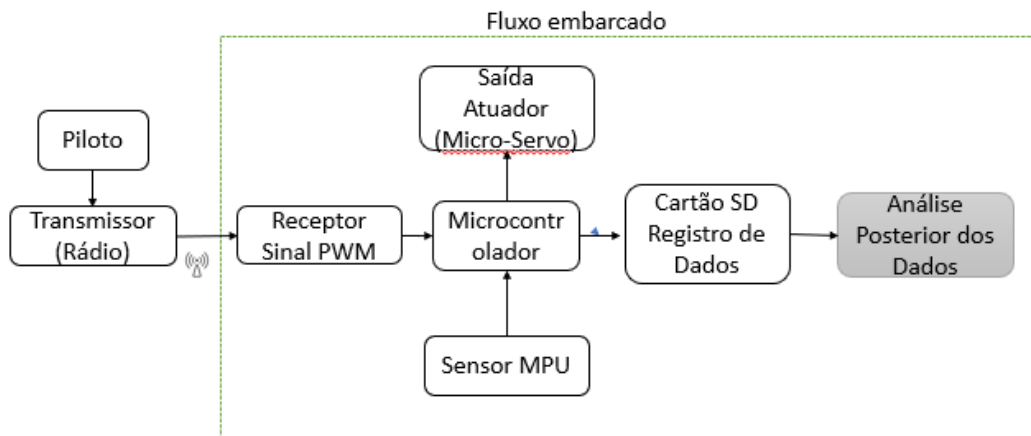
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

4.1.2 Arquitetura de Aquisição dos Sinais

O procedimento de aquisição consistiu em captar diretamente os pulsos PWM provenientes do receptor de rádio, correspondente aos comandos de profundor (pitch) e aileron (roll). Esses sinais foram lidos por meio de módulos de captura de entrada dos temporizadores do microcontrolador, permitindo medir com precisão o valor do duty cycle de cada canal. Paralelamente, o sensor MPU-6050 foi utilizado para fornecer a atitude instantânea da aeronave, permitindo relacionar o comando aplicado com a resposta dinâmica resultante.

O fluxo de dados pode ser descrito da seguinte forma: o piloto aplica um comando pelo transmissor RC → o receptor converte esse comando em sinal PWM → o microcontrolador registra o valor do PWM e o ângulo medido pelo sensor → os dados são armazenados no cartão microSD para análise posterior. Esse fluxo será representado graficamente por um diagrama de blocos incluído no final da seção.

Figura 18 – Fluxo de dados : do comando do piloto à gravação em cartão MicroSD para análise posterior.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

4.1.3 Taxa de Amostragem e Formato dos Dados

Os dados foram registrados a cada 500 ms, resultando em uma taxa de amostragem aproximada de 2 Hz. Embora taxas mais elevadas sejam desejáveis para análises de controle em alta frequência, essa taxa se mostrou adequada para o presente estudo, cujo objetivo principal é caracterizar a resposta de baixa frequência da aeronave a comandos discretos de pilotagem.

A escolha dessa taxa foi motivada por três fatores principais:

1. limitações do tempo de escrita no cartão microSD associadas ao processamento disponível no microcontrolador e ao protocolo usado que é o SPI;
2. necessidade de evitar perdas de dados, problema comum em gravações contínuas em alta taxa quando há atuação simultânea de leitura de sensores e escrita em memória externa;
3. objetivo do experimento voltado à análise de tendência da resposta a degraus, e não ao estudo de componentes dinâmicas de alta frequência.

Os dados foram salvos em arquivos .csv, contendo registros do tempo corrido, valores de PWM e respectivos ângulos de pitch e roll. Esse formato facilitou o tratamento posterior em linguagem MatLab e a elaboração dos gráficos e análises utilizados na etapa de identificação do modelo.

4.2 Pré-Processamento e Seleção dos Degraus

O pré-processamento dos dados registrados em voo é uma etapa fundamental para garantir a qualidade da identificação do modelo dinâmico do aeromodelo. Essa fase tem como objetivo remover componentes indesejados do sinal, melhorar a relação sinal-ruído e selecionar os trechos

do experimento que de fato representam respostas ao degrau adequadas para a estimação da função de transferência.

Nesta seção, o procedimento de pré-processamento e seleção dos degraus é apresentado considerando exclusivamente o eixo Roll, o qual foi adotado como eixo de referência metodológica. A escolha do Roll deve-se à maior clareza das respostas observadas e à presença de degraus bem definidos no sinal, facilitando a explicação do método empregado.

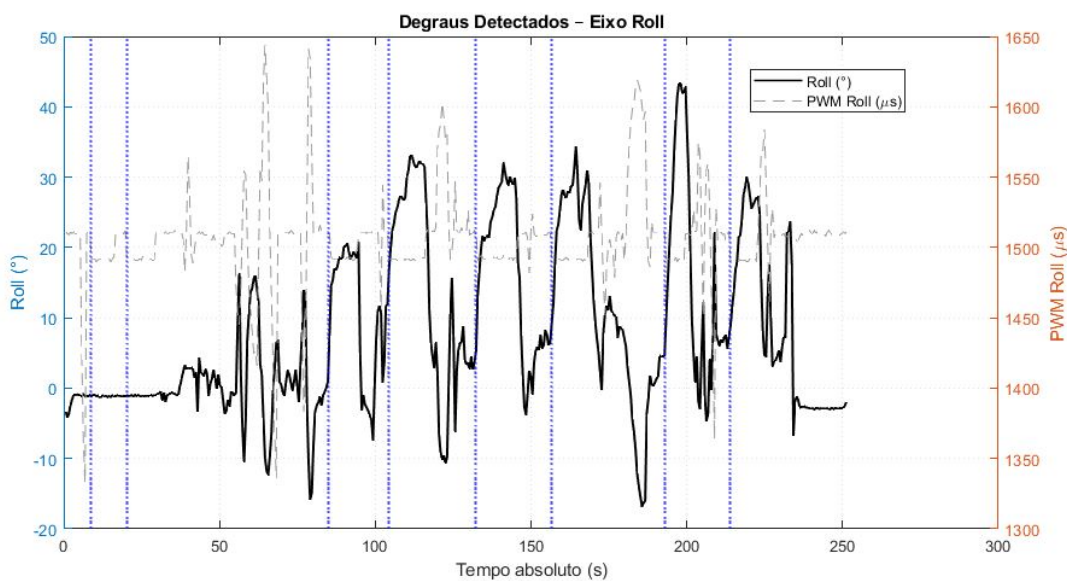
Ressalta-se que o mesmo procedimento foi posteriormente aplicado ao eixo Pitch, conforme apresentado na Seção 4.4, mantendo-se a consistência metodológica da identificação experimental.

4.2.1 Critérios para Seleção dos Degráus

A Figura 19 apresenta o sinal completo registrado durante o voo, destacando os instantes de aplicação dos degraus no comando de controle. A partir dessa visualização, foram identificados múltiplos degraus ao longo do experimento.

Para a identificação do modelo dinâmico, foram analisados os degraus aplicados ao longo do ensaio. Como o sinal PWM permaneceu constante durante cada degrau, o critério de seleção baseou-se na qualidade da resposta do sistema. Foi escolhido o degrau que apresentou um nível de comando estável, resposta bem definida e tempo suficiente para a observação completa do transitório, sendo descartados os degraus afetados por interferência de outros comandos ou com duração insuficiente para análise.

Figura 19 – Resposta do eixo Roll ao longo do voo com aplicação de degraus.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

4.3 Identificação do Modelo Dinâmico do Eixo Roll

A identificação do modelo dinâmico do eixo Roll foi realizada a partir dos dados experimentais obtidos durante os ensaios de voo, considerando os sinais previamente pré-processados conforme descrito na Seção 4.2. O eixo Roll foi inicialmente analisado por apresentar respostas mais claras aos comandos aplicados, facilitando a interpretação do comportamento dinâmico do aeromodelo.

4.3.1 Seleção dos Degraus no Eixo Roll

A seleção dos degraus utilizados na identificação do modelo dinâmico do eixo Roll foi realizada a partir da análise do sinal completo registrado durante o voo, apresentado na Figura 19. Nessa representação, é possível identificar múltiplos degraus aplicados ao comando de controle ao longo do experimento.

Para a identificação do modelo, foram considerados apenas os degraus que apresentaram amplitude significativa, duração suficiente para a observação da resposta transitória e isolamento em relação a outros comandos simultâneos.

A Tabela 1 apresenta os degraus identificados no eixo Roll, indicando os instantes de início e fim de cada excitação, bem como suas respectivas durações. Os degraus 1 e 2 referem-se a ensaios experimentais realizados antes do voo, enquanto os demais foram aplicados durante o voo. Com base nessa análise, optou-se pelo degrau que apresentou maior duração e uma resposta mais clara do sistema, garantindo uma melhor relação sinal-ruído. Esse degrau foi, então, adotado como referência para a identificação do modelo dinâmico do eixo Roll.

Tabela 1 – Degraus aplicados durante o voo no eixo Roll

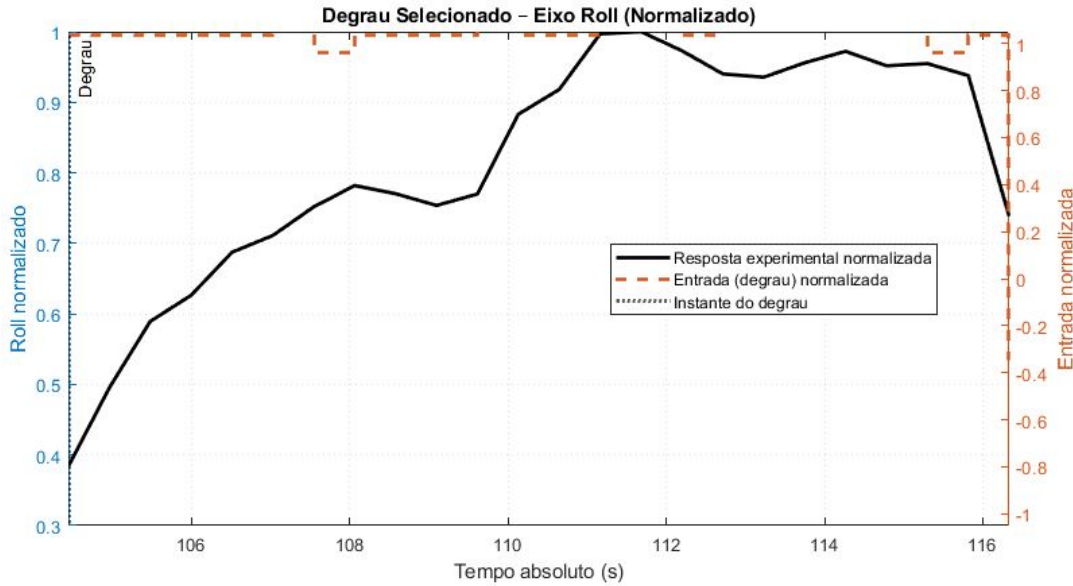
Degrau	Início (s)	Fim (s)	Duração (s)
1	8,90	16,65	7,75
2	20,26	31,63	11,37
3	84,80	94,62	9,82
4	104,44	116,33	11,89
5	132,36	145,80	13,44
6	156,66	169,06	12,40
7	192,84	200,08	7,24
8	214,05	223,36	9,31

Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Após a análise dos degraus apresentados na Tabela 1, optou-se pela utilização do degrau 4, por apresentar uma boa duração e uma resposta mais clara e estável do sistema. A Figura 20 ilustra o trecho correspondente a esse degrau selecionado, mostrando a resposta do eixo Roll ao comando aplicado. No gráfico, são apresentados apenas os sinais normalizados da entrada e

da saída no intervalo de interesse, permitindo uma visualização adequada do comportamento dinâmico durante o transitório.

Figura 20 – Resposta normalizada do eixo Roll ao degrau 4 selecionado para a identificação do modelo dinâmico.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

4.3.2 Normalização do Sinal do Eixo Roll

Com o objetivo de facilitar a análise e a comparação entre a resposta experimental e os modelos matemáticos identificados, os sinais de entrada e de saída foram normalizados em relação aos seus valores de regime permanente. Esse procedimento visa preservar a dinâmica temporal do sistema, ao mesmo tempo elimina a influência das escalas físicas dos sinais.

4.3.3 Identificação do Modelo de Primeira Ordem – Roll

A partir do degrau selecionado, o trecho correspondente do sinal foi extraído e normalizado em relação ao valor inicial e ao valor máximo atingido. Essa normalização permitiu a comparação direta entre a resposta experimental e as respostas simuladas dos modelos matemáticos identificados.

Inicialmente, foi considerado um modelo dinâmico de primeira ordem, conforme a Equação (4.1), por representar uma aproximação simples da dinâmica dominante do eixo Roll. Em seguida, como forma de análise comparativa, foi também identificado um modelo dinâmico de segunda ordem, conforme a Equação (4.2), permitindo avaliar a influência de uma dinâmica mais detalhada na representação da resposta do sistema.

$$G_{Roll,1}(s) = \frac{K_P}{\tau_P s + 1} \quad (4.1)$$

$$G_{Roll,2}(s) = \frac{K_R}{(s + p_{1R})(s + p_{2R})} \quad (4.2)$$

Os parâmetros do modelo de primeira ordem foram estimados por meio de ajuste direto no domínio do tempo, utilizando o método dos mínimos quadrados aplicado à resposta ao degrau normalizada, conforme implementado no script MATLAB apresentado no apêndice C. O procedimento resultou em valores fisicamente coerentes para o ganho estático K_R e para a constante de tempo τ_R .

$$K_R = \max(|y(t)|) \quad (4.3)$$

$$\tau_R = \arg \min_{\tau} \sum_{k=1}^N \left[y_{\text{norm}}(t_k) - \left(1 - e^{-t_k/\tau} \right) \right]^2 \quad (4.4)$$

Esse procedimento consiste na minimização do erro quadrático entre a resposta experimental e a resposta teórica do modelo exponencial, sendo uma abordagem amplamente utilizada em identificação de sistemas (LJUNG, 1999).

Os parâmetros identificados para os modelos de primeira e segunda ordem do eixo Roll são apresentados na Tabela 2.

Tabela 2 – Parâmetros identificados do modelo dinâmico do eixo Roll

Modelo	K_R	τ_R (s)	p_{1R} (rad/s)	p_{2R} (rad/s)
1ª ordem	25,91	1,97	–	–
2ª ordem	25,91	–	0,243	5,272

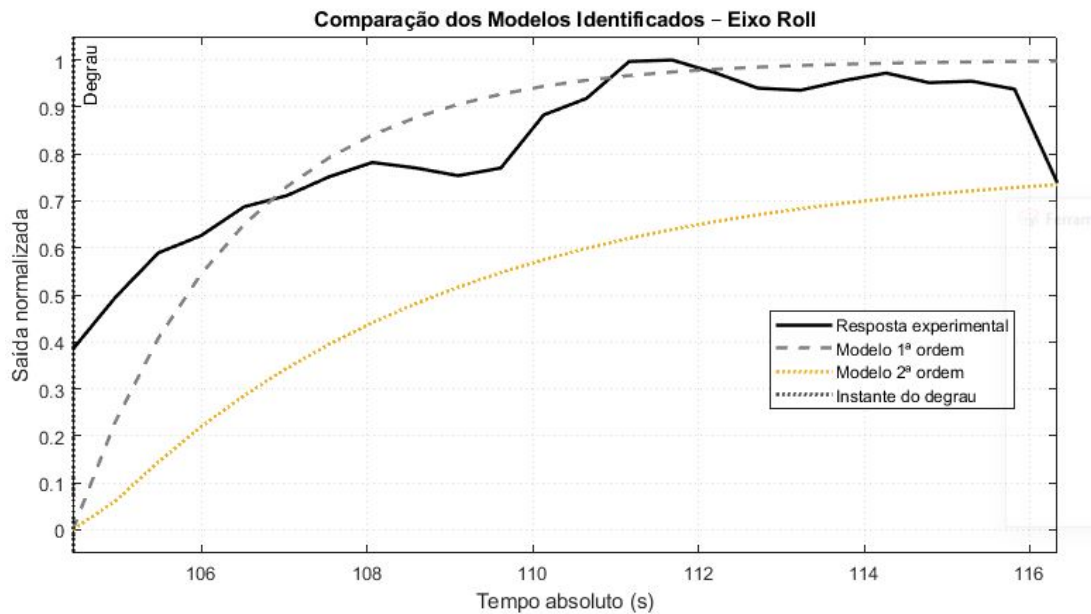
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

4.3.4 Comparação Gráfica dos Modelos – Eixo Roll

A validação dos modelos identificados para o eixo Roll foi realizada por meio da comparação gráfica entre a resposta experimental ao degrau e as respostas simuladas dos modelos de primeira e segunda ordem. Para essa análise, os modelos identificados foram gerados com um degrau unitário, e suas respostas foram comparadas diretamente com o sinal experimental normalizado, adotando-se o mesmo referencial temporal, conforme implementado no script MATLAB.

A Figura 21 apresenta a comparação entre a resposta experimental do eixo Roll e as respostas simuladas dos modelos identificados. Observa-se que o modelo de primeira ordem apresenta boa aderência ao comportamento dinâmico do sistema, reproduzindo de forma satisfatória o regime transitório e o valor de regime permanente observados experimentalmente.

Figura 21 – Comparação entre a resposta experimental e os modelos de primeira e segunda ordem para o eixo Roll.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Embora tenham sido identificados modelos de primeira e de segunda ordem para o eixo Roll, optou-se pela utilização do modelo de primeira ordem nas etapas seguintes deste trabalho. Essa escolha foi baseada na comparação entre as respostas simuladas e os dados experimentais, na qual o modelo de primeira ordem apresentou maior aderência à dinâmica observada, principalmente durante o regime transitório inicial e na aproximação ao regime permanente.

O modelo de segunda ordem apresentou uma resposta mais lenta nos instantes iniciais do transitório, permanecendo abaixo da resposta experimental durante grande parte do intervalo analisado. Esse comportamento está associado à presença de dois polos reais, caracterizando um sistema superamortecido. Nessa condição, o polo dominante torna a resposta mais lenta, impedindo que o modelo reproduza adequadamente a inclinação inicial observada experimentalmente.

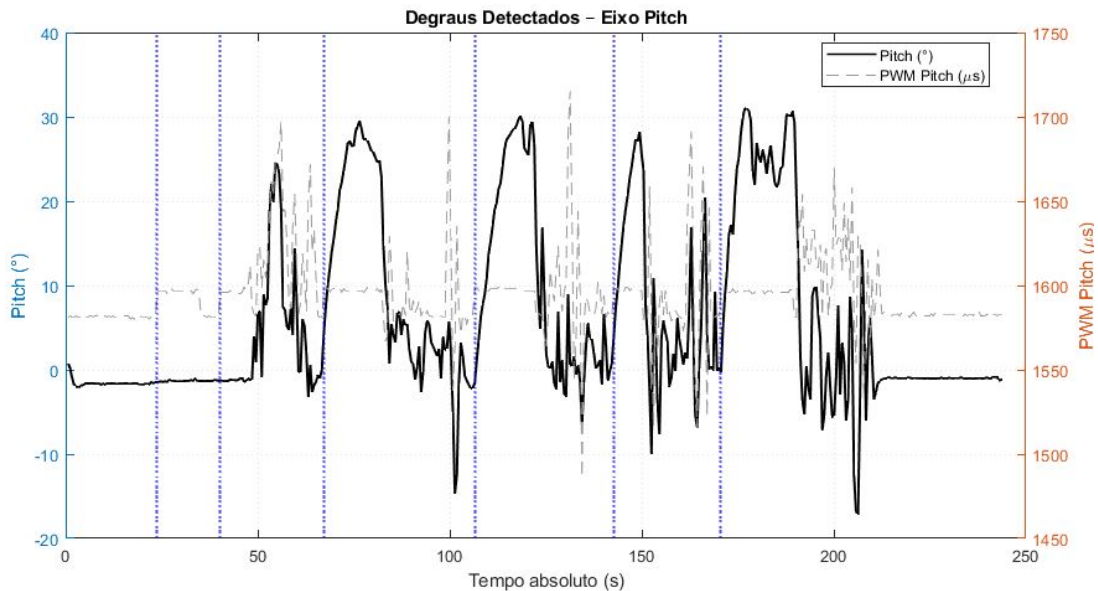
Além disso, o aumento da complexidade do modelo de segunda ordem não resultou em melhoria significativa na representação da dinâmica do sistema. Dessa forma, considerando o princípio da parcimônia, segundo o qual deve-se adotar o modelo mais simples capaz de representar satisfatoriamente o comportamento do sistema, o modelo de primeira ordem foi escolhido para representar a dinâmica do eixo Roll e utilizado nas etapas de simulação e projeto do controlador.

4.4 Identificação do Modelo Dinâmico do Eixo Pitch

Neste capítulo são apresentados, de forma resumida, os principais resultados da identificação do modelo dinâmico do eixo Pitch, realizada com base no procedimento descrito no capítulo anterior.

De maneira análoga ao eixo Roll, a dinâmica do eixo Pitch foi identificada a partir da resposta ao degrau aplicada durante o voo e tempos e condições diferentes ao do roll conforme a Figura 22. Os sinais experimentais foram submetidos às etapas de pré-processamento e normalização, conforme detalhado no capítulo anterior, possibilitando a comparação direta entre os dados medidos e os modelos matemáticos ajustados no domínio do tempo.

Figura 22 – Resposta do eixo Pitch ao longo do voo com aplicação de degraus.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Foram considerados modelos dinâmicos de primeira e segunda ordem para o eixo Pitch, obtidos por ajuste direto no domínio do tempo. A análise comparativa indicou que o modelo de primeira ordem apresentou melhor aderência à resposta experimental, enquanto o modelo de segunda ordem, de caráter superamortecido, resultou em uma resposta mais lenta, não representando melhoria significativa.

Dessa forma, o modelo de primeira ordem foi adotado como representação final da dinâmica do eixo Pitch e utilizado como planta no projeto do controlador, apresentado no capítulo seguinte.

4.4.1 Seleção dos Degraus no Eixo Pitch

A identificação do modelo dinâmico do eixo Pitch foi realizada utilizando a mesma estrutura e procedimento metodológico empregado para o eixo Roll. Dessa forma, as etapas de

visualização dos degraus, seleção do trecho experimental, normalização dos sinais, identificação dos modelos e comparação gráfica são apresentadas de forma análoga, diferindo apenas nos dados experimentais analisados.

A seleção do degrau para o eixo Pitch foi realizada de maneira análoga ao procedimento adotado para o eixo Roll, utilizando os mesmos critérios de estabilidade do comando, duração e clareza da resposta do sistema. Os instantes de início e fim dos degraus identificados para o eixo Pitch, bem como suas respectivas durações, são apresentados na Tabela 3.

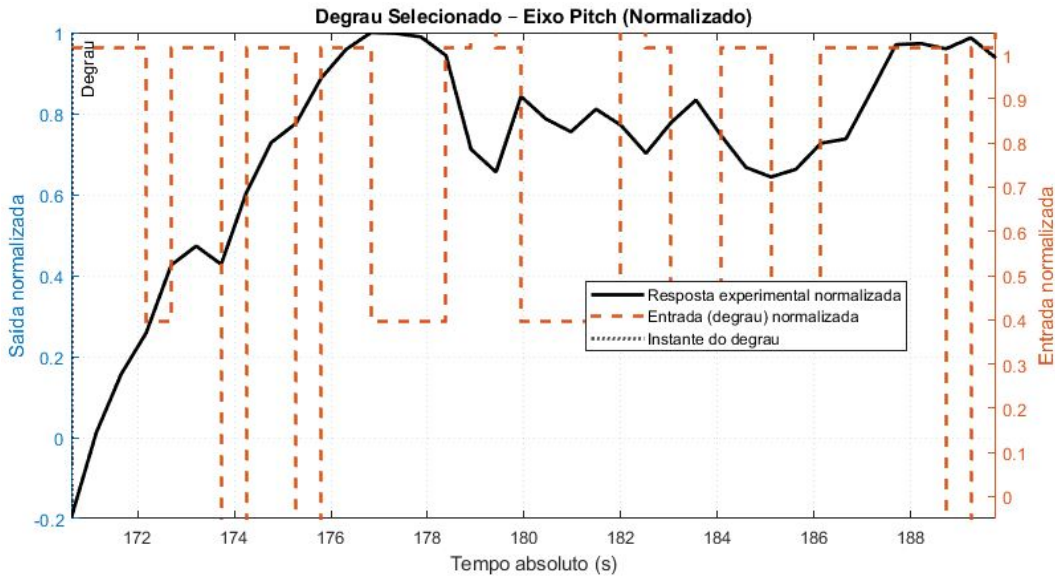
Tabela 3 – Degraus identificados no eixo Pitch

Degrau	Início (s)	Fim (s)	Duração (s)
1	23,86	35,23	11,37
2	40,27	48,02	7,75
3	67,20	82,73	15,53
4	106,51	122,53	16,02
5	142,71	150,98	8,27
6	170,63	189,76	19,13

Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Com base nessa análise, optou-se pela utilização do degrau 6, por apresentar maior duração e uma resposta mais estável, sendo este adotado como referência para a identificação do modelo dinâmico do eixo Pitch. A Figura 23 apresenta o degrau 6 selecionado, com os sinais de entrada e saída normalizados, conforme procedimento justificado no sub capítulo anterior, permitindo uma visualização clara do comportamento dinâmico do sistema durante o regime transitório, sem alterar suas características temporais.

Figura 23 – Resposta normalizada do eixo Pitch ao degrau 6 selecionado para a identificação do modelo dinâmico.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025..

4.4.2 Identificação do Modelo Dinâmico do Eixo Pitch

Com base na resposta experimental observada, foi inicialmente adotado um modelo dinâmico de primeira ordem para o eixo Pitch, descrito pela Equação (4.5):

$$G_{Pitch,1}(s) = \frac{K_P}{\tau_P s + 1} \quad (4.5)$$

De forma análoga ao eixo Roll, foi também identificado um modelo de segunda ordem para o eixo Pitch, descrito pela Equação (4.6):

$$G_{Pitch,2}(s) = \frac{K_P}{(s + p_{1P})(s + p_{2P})} \quad (4.6)$$

Os parâmetros identificados para ambos os modelos são apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 – Parâmetros identificados do modelo dinâmico do eixo Pitch

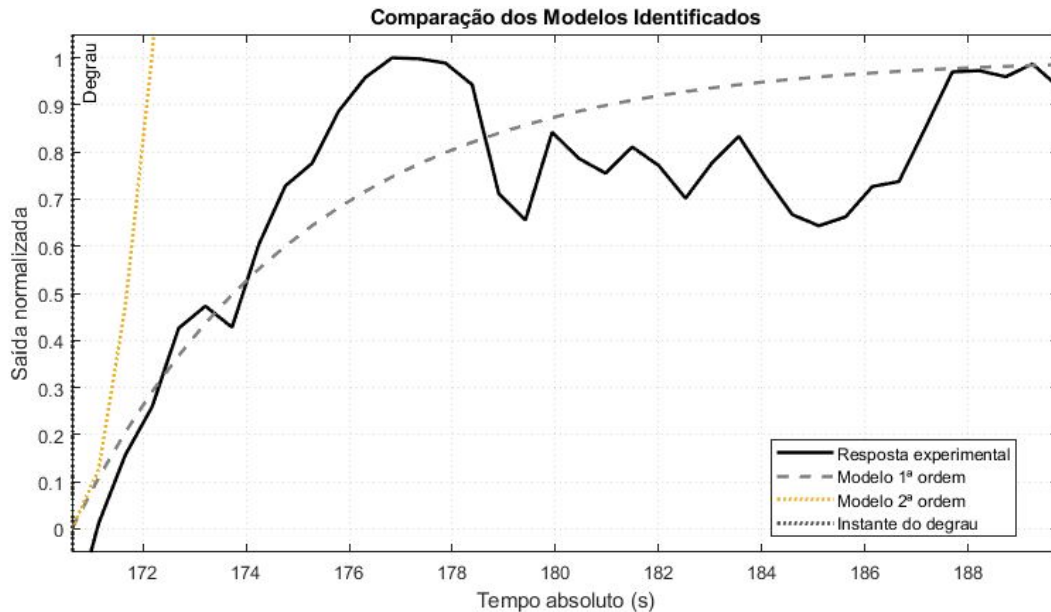
Modelo	K_P	τ_P (s)	p_{1P} (rad/s)	p_{2P} (rad/s)
1ª ordem	26,16	4,91	–	–
2ª ordem	26,16	–	–0,011	0,380

Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

4.4.3 Comparação Gráfica dos Modelos – Eixo Pitch

A Figura 24 apresenta a comparação entre a resposta experimental do eixo Pitch e as respostas simuladas dos modelos de primeira e segunda ordem. Observa-se que o modelo de primeira ordem apresenta boa coerência com os dados experimentais, acompanhando adequadamente a tendência média do comportamento transitório do sistema, apesar das variações presentes na resposta real.

Figura 24 – Comparação entre a resposta experimental e os modelos de primeira e segunda ordem para o eixo Pitch.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Embora tenha sido identificado um modelo de segunda ordem para o eixo Pitch, sua utilização não se mostrou vantajosa. A comparação entre as respostas simuladas e os dados experimentais demonstrou que o aumento da ordem do modelo não proporcionou melhoria significativa na representação da dinâmica do sistema, especialmente durante o regime transitório. Dessa forma, a maior complexidade introduzida pelo modelo de segunda ordem não foi justificada pelo ganho de precisão obtido.

Assim, considerando o princípio da parcimônia, segundo o qual deve-se adotar o modelo mais simples capaz de representar adequadamente o comportamento do sistema, optou-se pelo modelo de primeira ordem como representação final da dinâmica do eixo Pitch, sendo este utilizado nas etapas de simulação e projeto do controlador.

4.4.4 Resultados e Implicações para o Projeto de Controle

A análise dos resultados obtidos a partir da identificação experimental indica que a dinâmica do aeromodelo, tanto no eixo Roll quanto no eixo Pitch, pode ser adequadamente representada por modelos de primeira ordem. Esses modelos apresentaram melhor aderência aos dados experimentais quando comparados aos modelos de segunda ordem, os quais não proporcionaram ganhos significativos na representação do comportamento dinâmico observado.

A adoção dos modelos de primeira ordem se fundamenta não apenas na sua simplicidade matemática, mas também na coerência física dos parâmetros identificados, na estabilidade das respostas simuladas e na adequada representação da dinâmica dominante do sistema. Essas características são particularmente desejáveis para aplicações de controle, uma vez que favorecem

a análise, a sintonia e a implementação prática do controlador.

Dessa forma, os modelos dinâmicos identificados neste capítulo foram adotados como plantas para o projeto do sistema de controle, o qual será desenvolvido em ambiente de simulação no Capítulo 5. A partir da modelagem obtida, será realizada a sintonia dos parâmetros do controlador PID no Simulink, visando o melhor desempenho dinâmico do sistema em malha fechada, antes de sua implementação no aeromodelo real.

5 PROJETO E AVALIAÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE DOS EIXOS ROLL E PITCH

5.1 Introdução

Neste capítulo é apresentado o projeto, a implementação e a avaliação do sistema de controle desenvolvido para os eixos Roll e Pitch do aeromodelo. A partir dos modelos dinâmicos identificados no Capítulo 4, foram projetados controladores automáticos do tipo proporcional-integral (PI) para cada eixo, além da implementação de uma estratégia de controle assistido, permitindo a atuação conjunta entre o controlador automático e o comando manual do piloto.

A escolha do controlador PI baseou-se nas características dos modelos identificados e nos requisitos de desempenho do sistema. Como a dinâmica dos eixos Roll e Pitch foi adequadamente representada por modelos de primeira ordem, a utilização de um controlador PI mostrou-se suficiente para proporcionar rapidez na resposta e eliminar o erro em regime permanente. Além disso, optou-se por não utilizar a ação derivativa, uma vez que sua inclusão não proporcionaria ganhos significativos para a dinâmica identificada e poderia aumentar a sensibilidade do sistema aos ruídos provenientes do sensor inercial.

As análises realizadas baseiam-se em simulações no ambiente Simulink, considerando a resposta ao degrau de referência, a rejeição a perturbações e a influência do comando manual sobre a atuação do controlador para cada eixo de forma independente.

5.2 Estrutura Geral do Sistema de Controle

A estrutura do sistema de controle adotada é comum aos dois eixos analisados, diferindo apenas nos parâmetros do controlador PI e nos modelos dinâmicos das plantas correspondentes aos movimentos de Roll e Pitch.

O erro de controle é definido como a diferença entre a referência angular e a saída medida da planta, conforme a Equação (5.1).

$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (5.1)$$

Esse erro é processado pelo controlador PI, resultando no sinal de controle automático $R(t)$, dado por:

$$R(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (5.2)$$

A ação de controle não é aplicada diretamente à planta, sendo ponderada por um fator variável $\alpha(t)$, calculado a partir do comando manual do piloto. A lei de controle assistido é definida por:

$$u(t) = \alpha(t)R(t) + [1 - \alpha(t)]u_{\text{stick}}(t) \quad (5.3)$$

O fator de ponderação $\alpha(t)$ é definido como:

$$\alpha(t) = \text{sat}(1 - |u_{\text{stick}}(t)|) \quad (5.4)$$

onde a função de saturação limita o valor de $\alpha(t)$ ao intervalo $[0, 1]$.

5.3 Controle do Eixo Roll

5.3.1 Modelo Dinâmico do Eixo Roll

O modelo dinâmico identificado para o eixo Roll apresentou comportamento típico de um sistema de primeira ordem, sendo representado por:

$$G_{\text{Roll}}(s) = \frac{25,91}{1,97s + 1} \quad (5.5)$$

Esse modelo foi utilizado como base para o projeto do controlador automático implementado no ambiente Simulink.

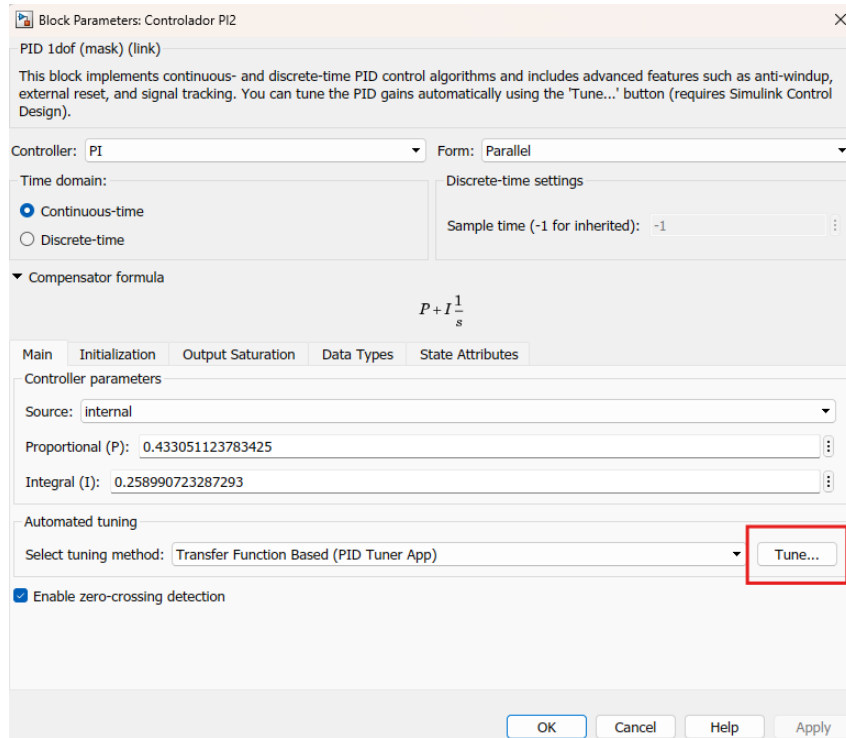
5.3.2 Projeto do Controlador PI para o Eixo Roll

Com base no modelo identificado, foi projetado um controlador do tipo proporcional-integral, cuja estrutura é dada por:

$$C_{\text{Roll}}(s) = K_{p,\text{Roll}} + \frac{K_{i,\text{Roll}}}{s} \quad (5.6)$$

A sintonia automática realizada por meio da função *pidtune* do MATLAB/ Simulink resultou nos seguintes ganhos:

Figura 25 – Parâmetros de sintonização do sistema do eixo roll usando a ferramenta *pidtune* MATLAB/Simulink .



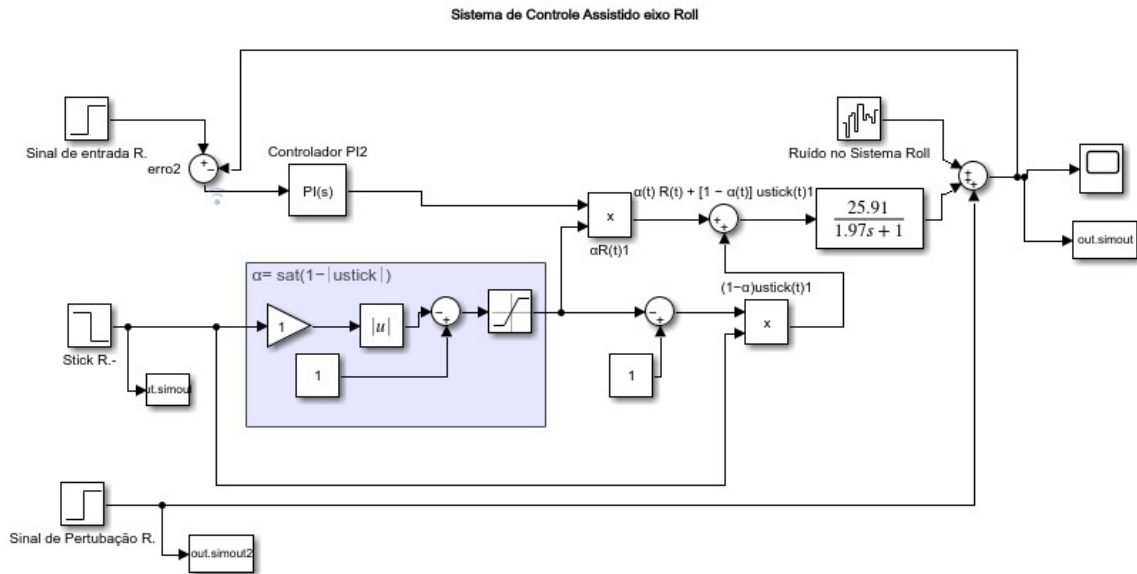
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

$$K_{p, \text{Roll}} = 0,433 \quad K_{i, \text{Roll}} = 0,258 \quad (5.7)$$

5.3.3 Simulação do Sistema de Controle do Eixo de Roll em Ambiente Simulink

A Figura 26 apresenta o diagrama de blocos do sistema de controle implementado no Simulink para o eixo Roll, incluindo o controlador PI, o cálculo do fator α e a lógica de junção entre controle automático e comando manual.

Figura 26 – Diagrama do sistema de controle do eixo Roll em Simulink.



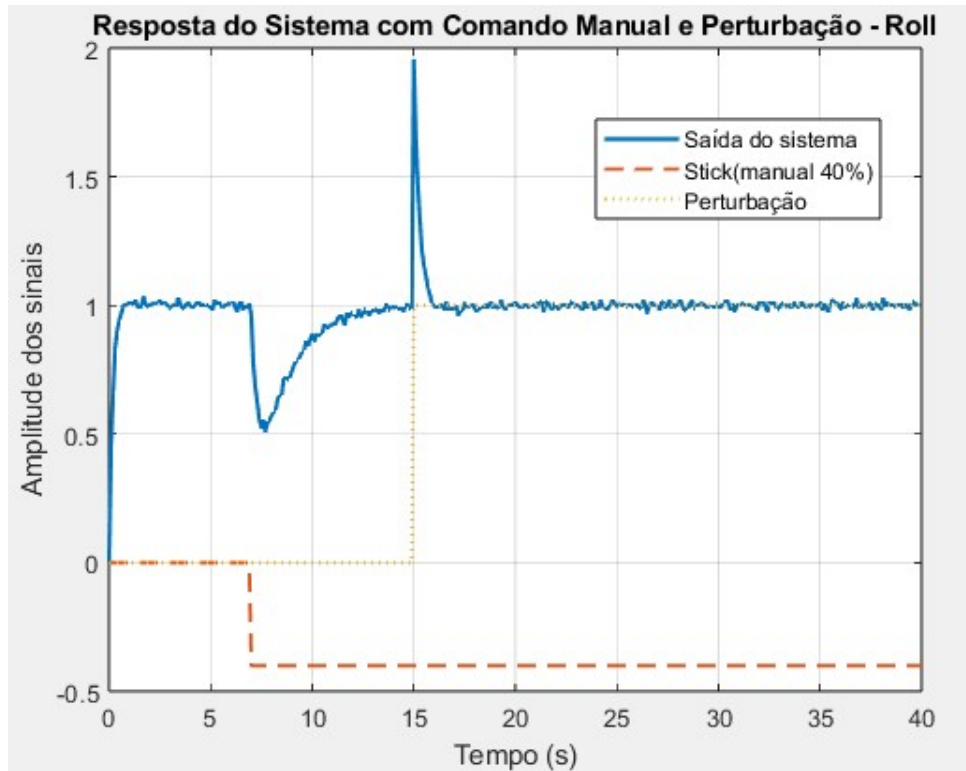
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

5.3.4 Resultados de Simulação – Roll

5.3.5 Resposta ao Degrau de Referência

A Figura 27 apresenta a resposta do sistema a um degrau unitário na referência de Roll. Observa-se que o controlador PI conduz o sistema ao valor de referência com tempo de acomodação adequado e erro estacionário praticamente nulo.

Figura 27 – Resposta ao degrau de referência para o eixo Roll.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

5.3.6 Rejeição a Perturbações

Após o sistema atingir o regime permanente, foi aplicada uma perturbação do tipo degrau na entrada da planta. A Figura 27 evidencia a boa capacidade de rejeição a perturbações do controlador projetado.

5.3.7 Influência do Comando Manual

A Figura 27 apresenta a resposta do sistema quando um comando manual é aplicado no stick de Roll. Observa-se a redução progressiva da atuação do controlador automático, confirmando o funcionamento da estratégia de controle assistido.

5.4 Controle do Eixo Pitch

5.4.1 Modelo Dinâmico do Eixo Pitch

O modelo dinâmico identificado para o eixo Pitch também apresentou comportamento de primeira ordem, sendo representado por:

$$G_{\text{Pitch}}(s) = \frac{26,16}{4,91s + 1} \quad (5.8)$$

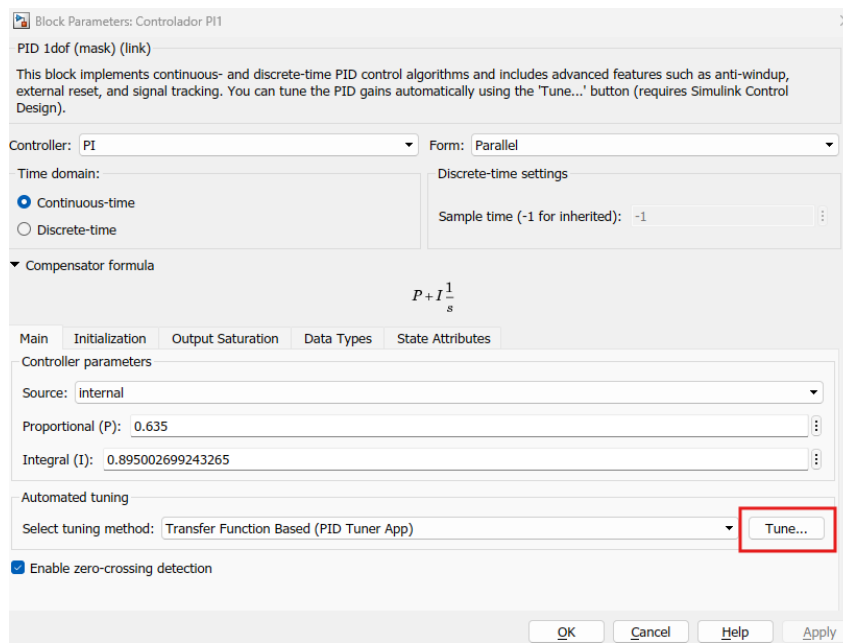
5.4.2 Projeto do Controlador PI para o Eixo Pitch

O controlador PI projetado para o eixo Pitch apresenta a seguinte estrutura:

$$C_{\text{Pitch}}(s) = K_{p,\text{Pitch}} + \frac{K_{i,\text{Pitch}}}{s} \quad (5.9)$$

A sintonia automática realizada por meio da função *pidtune* do MATLAB/ Simulink resultou nos seguintes ganhos:

Figura 28 – Parâmetros de sintonização do sistema do eixo pitch usando a ferramenta *pidtune* MATLAB/Simulink .



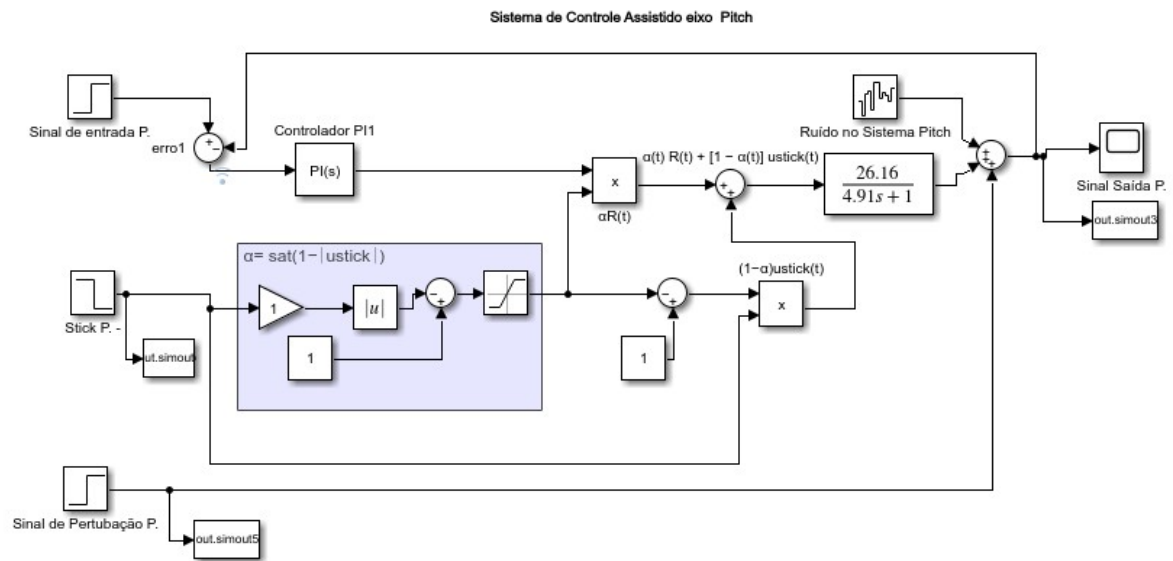
Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

$$K_{p,\text{Pitch}} = 0,635 \quad K_{i,\text{Pitch}} = 0,895 \quad (5.10)$$

5.4.3 Simulação do Sistema de Controle do Eixo de Pitch em Ambiente Simulink

A Figura 29 apresenta o diagrama de blocos do sistema de controle implementado para o eixo Pitch.

Figura 29 – Diagrama do sistema de controle do eixo Pitch em Simulink.

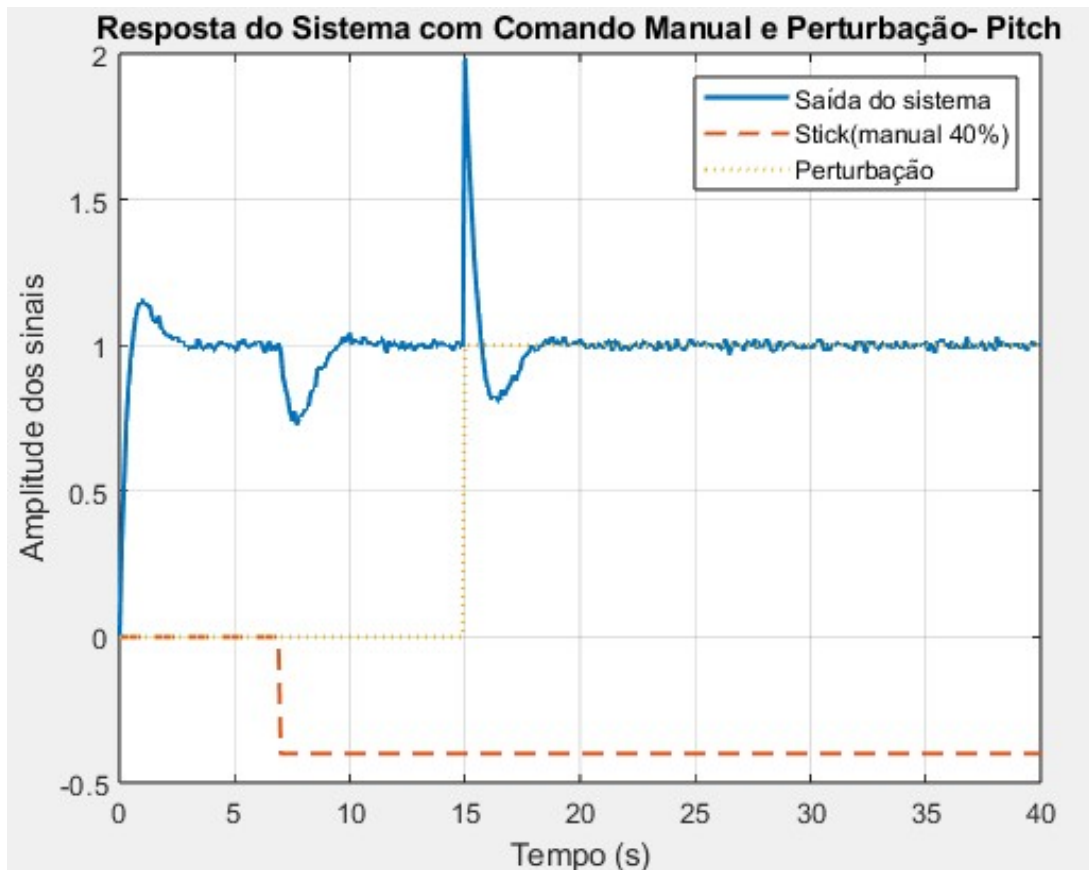


Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

5.4.4 Resultados de Simulação – Pitch

As Figuras 30 apresenta , respectivamente, a resposta ao degrau de referência, a rejeição a perturbações e a influência do comando manual no eixo Pitch.

Figura 30 – Resposta ao degrau de referência para o eixo Pitch.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

5.4.5 Considerações Finais

Conclui-se que o sistema de controle desenvolvido atende aos requisitos de desempenho, estabilidade para os eixos Roll e Pitch, mostrando-se adequado para futura implementação em plataforma embarcada. Essa implementação será feita na próxima seção.

5.5 Implementação Embarcada e Validação Experimental em Voo

Após a etapa de simulações e a discussão dos resultados obtidos em ambiente computacional, procedeu-se à implementação embarcada do sistema de controle desenvolvido, com o objetivo de validar seu desempenho em condições reais de operação. Essa etapa representa a validação experimental do trabalho, permitindo avaliar a eficácia do controlador PI e da estratégia de controle assistido quando aplicados diretamente na aeronave.

5.5.1 Procedimento Experimental

Os testes em campo foram realizados em área aberta, sob condições ambientais adequadas à operação segura da aeronave. Inicialmente, foram realizados voos de verificação, com o objetivo

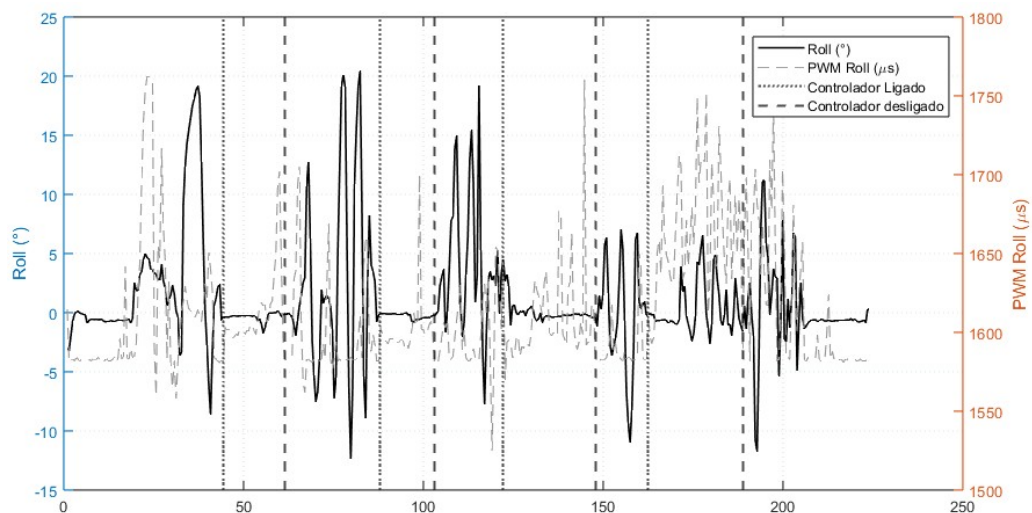
de validar o funcionamento básico do sistema embarcado, incluindo a leitura correta dos sensores, a atuação dos servos e a comunicação com o receptor de rádio.

Após essa etapa preliminar, foram realizados ensaios com o controlador PI ativo, nos quais a aeronave foi submetida a comandos manuais e perturbações externas, como rajadas de vento e variações abruptas no comando do piloto. Durante todos os ensaios, os dados referentes aos ângulos de Roll e Pitch, aos comandos manuais e às saídas do controlador foram registrados em cartão de memória para posterior análise.

5.5.2 Resultados Experimentais com o Controlador Ativo

A Figura 31 apresenta a resposta experimental do eixo Roll durante um ensaio em voo com o controlador PI ativo. Observa-se que o sistema apresenta comportamento estável, sendo capaz de retornar à condição de equilíbrio após a aplicação de perturbações, com erro estacionário reduzido.

Figura 31 – Resposta experimental do eixo Roll com o controlador PI ativo.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

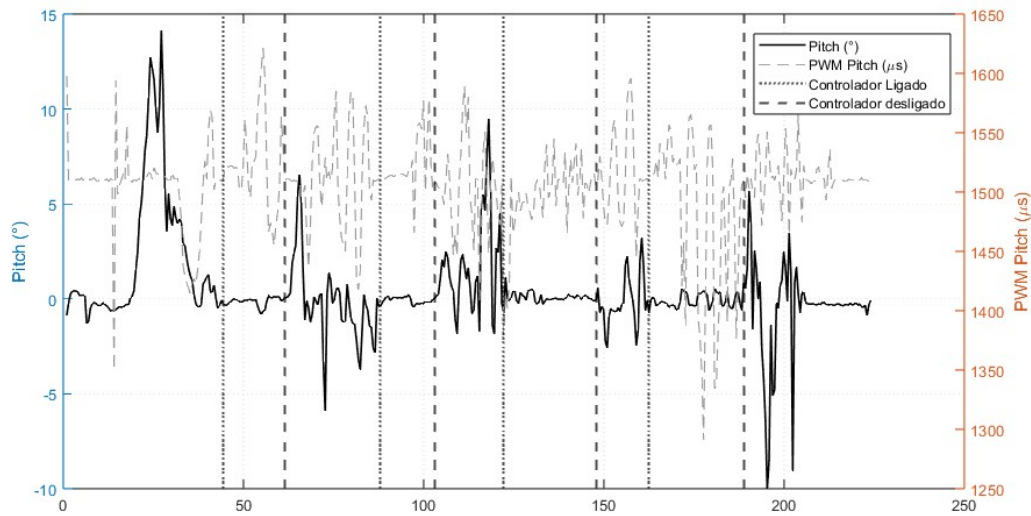
Tabela 5 – Ativação do Controlador durante o Voo no Eixo Roll

Controle	Início (s)	Fim (s)
1	44,34	61,48
2	88,06	103,4
3	122,18	147,793
4	162,49	188,74

Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

A Figura 32 apresenta a resposta experimental do eixo Pitch nas mesmas condições de ensaio. Nota-se comportamento semelhante ao observado para o eixo Roll, indicando que o controlador projetado apresenta desempenho consistente para ambos os eixos de atitude.

Figura 32 – Resposta experimental do eixo Pitch com o controlador PI ativo.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Em ambos os casos, a estratégia de controle assistido permitiu a atuação conjunta do controlador automático e do piloto. À medida que o comando manual foi intensificado, observou-se a redução progressiva da atuação do controlador automático, conforme definido pelo fator de ponderação α , garantindo transição suave entre os modos de controle automático e manual.

Tabela 6 – Ativação do Controlador durante o Voo no Eixo Pitch

Controle	Início (s)	Fim (s)
1	44,34	61,48
2	88,06	103,4
3	122,18	147,793
4	162,49	188,74

Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

5.5.3 Análise e Validação dos Resultados

A análise dos resultados experimentais confirma a eficácia do sistema de controle proposto, evidenciando boa estabilidade e desempenho satisfatório em condições reais de operação. O comportamento observado em voo apresentou elevada coerência com os resultados obtidos em ambiente de simulação, validando tanto os modelos dinâmicos identificados quanto a estratégia de controle adotada.

Dessa forma, os ensaios em campo comprovam a viabilidade da aplicação prática do sistema de controle assistido desenvolvido, atendendo aos objetivos propostos neste trabalho para o controle de atitude da aeronave nos eixos Roll e Pitch.

6 CONCLUSÃO

Este Trabalho de Conclusão de Curso teve como objetivo o desenvolvimento e a implementação de um controlador de voo para aeromodelos baseado no microcontrolador STM32F103CBT6, utilizando o sensor inercial MPU6050, leitura e geração de sinais PWM e armazenamento de dados em cartão SD. O foco principal do trabalho foi possibilitar a aquisição de dados experimentais do sistema, visando à obtenção da função de transferência do aeromodelo e à análise do seu comportamento dinâmico.

Ao longo do desenvolvimento, foi possível integrar de forma satisfatória os principais subsistemas do controlador, incluindo a leitura dos sinais provenientes do receptor de rádio controle, o processamento dos dados do sensor inercial para estimativa dos ângulos de *pitch* e *roll*, a geração das saídas PWM para acionamento dos servos e o registro dos dados experimentais em formato CSV no cartão SD. O desenvolvimento do software embarcado permitiu o correto funcionamento e a sincronização entre os sensores, atuadores e o sistema de armazenamento de dados.

Os resultados obtidos demonstraram que o sistema desenvolvido é capaz de realizar a aquisição e o armazenamento confiável dos sinais necessários para a identificação experimental do aeromodelo. A análise comparativa entre os sinais obtidos com e sem filtragem evidenciou a importância do uso de técnicas de filtragem, como o filtro de Kalman, para a redução de ruídos e a melhoria da qualidade das medições dos ângulos de atitude.

Além disso, o projeto apresentou uma arquitetura modular e flexível, permitindo futuras expansões, como a inclusão de módulos GPS, sistemas de comunicação por rádio para transmissão de dados em tempo real e a implementação de protocolos mais avançados de leitura de múltiplos canais, como o S.Bus. Essas possibilidades ampliam o potencial do sistema como uma plataforma de pesquisa e desenvolvimento na área de controle e instrumentação aplicada a aeromodelos e veículos aéreos não tripulados.

Dessa forma, conclui-se que os objetivos propostos foram atingidos, uma vez que o controlador de voo desenvolvido atende aos requisitos de aquisição, processamento e armazenamento de dados necessários para estudos de identificação de sistemas e projeto de controladores.

REFERÊNCIAS

BEARD, R. W.; MCLAIN, T. W. **Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice**. Princeton: Princeton University Press, 2012. ISBN 9780691149219. Citado na página 14.

CRASSIDIS, J. L.; MARKLEY, F. L. Minimum-variance blending of human and automatic control. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 20, n. 6, p. 1036–1041, 1997. Citado na página 24.

EUSTON, M.; COOTE, P.; MAHONY, R.; KIM, J.; HAMEL, T. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing uav. **Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)**, IEEE, Nice, França, p. 340–345, 2008. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 17.

LJUNG, L. **System Identification: Theory for the User**. 2. ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1999. Citado 3 vezes nas páginas 20, 25 e 44.

NISE, N. S. **Engenharia de Sistemas de Controle**. Rio de Janeiro: LTC, 2018. ISBN 9788521633420. Citado na página 36.

NOVIELLO, D. **Mastering STM32**. Milão: Leanpub, 2018. ISBN 978-1980495016. Disponível em: <<https://leanpub.com/mastering-stm32>>. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 17.

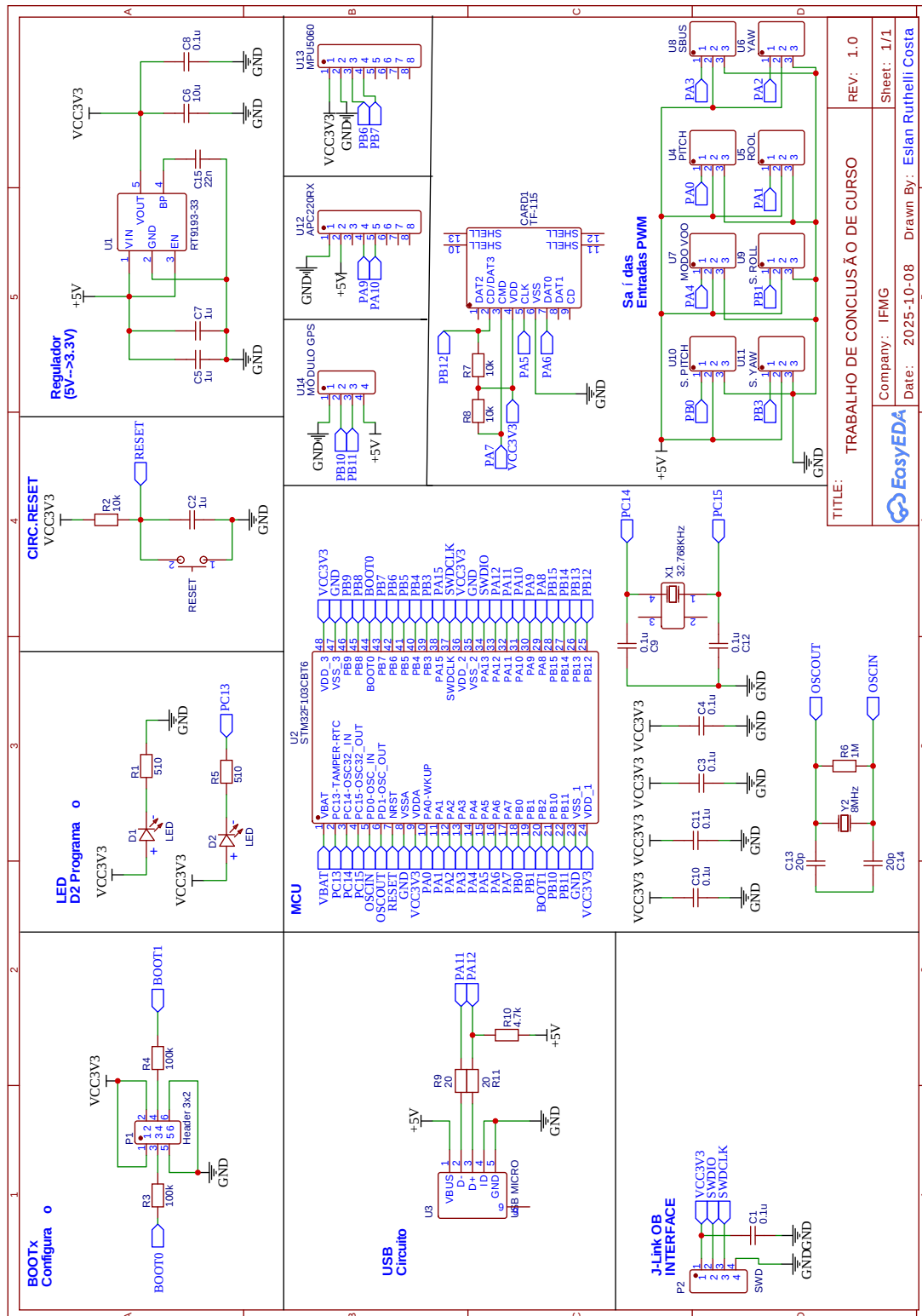
OGATA, K. **Engenharia de Controle Moderno**. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010. ISBN 9788576058101. Citado 4 vezes nas páginas 14, 24, 25 e 36.

OLIVEIRA, W. d. S.; GONÇALVES, E. N. Implementação em c: filtro de kalman, fusão de sensores para determinação de ângulos. **ForScience: revista científica do IFMG**, IFMG, Formiga, Brasil, v. 5, n. 3, p. e00287, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 20.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. **Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems**. 3. ed. Hoboken: Wiley, 2015. Citado na página 23.

STMICROELECTRONICS. **STM32F103x8/B Reference Manual (RM0008 Rev 21)**. Genebra, 2024. Disponível em: <https://www.st.com/resource/en/reference_manual/cd00171190.pdf>. Acesso em: 16 out. 2025. Citado na página 26.

APÊNDICE A – ESQUEMÁTICO ELETRÔNICO DO SISTEMA DESENVOLVIDO



APÊNDICE B – CÓDIGO-FONTE DO ARQUIVO DE CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA DESENVOLVIDO

```
#include "CONFIG.h"

// Limites PWM modo manual
int roll_min = 700;
int roll_max = 2100;
int pitch_min = 700;
int pitch_max = 2100;
// PWM neutro ajustado
int roll_neutro = 1500;
int pitch_neutro = 1500;
// PWM neutro do receptor
int PWM_NEUTRO = 1500;
// Limites da saída normalizada do controlador
float U_ROLL_MIN = -0.5f;
float U_ROLL_MAX = 0.5f;
float U_PITCH_MIN = -0.5f;
float U_PITCH_MAX = 0.5f;
// Ganhos do controlador PI
float KP_ROLL = 0.433f;
float KI_ROLL = 0.258f;
float KP_PITCH = 0.635f;
float KI_PITCH = 0.895f;
// Perodo de amostragem (s)
float TS_CONTROLE = 0.005f;
// Inverses
int INV_CTRL_ROLL = +1;
int INV_CTRL_PITCH = +1;
int INV_SENSOR_ROLL = +1;
int INV_SENSOR_PITCH = +1;
// Ajuste o Nivelamento
const float STICK_DEADBAND_ROLL = 0.2f;
const float STICK_DEADBAND_PITCH = 0.2f;
// Ajuste o Nivelamento
const float ERRO_NIVELAMENTO_ROLL = 0.18f;
const float ERRO_NIVELAMENTO_PITCH = -1.29f;
```

APÊNDICE C – CÓDIGO DO MATLAB PARA OBTENÇÃO DOS GRÁFICOS E IDENTIFICAÇÃO DA FUNÇÃO DE TRANSFERÊNCIA

```
%% =====
% IDENTIFICAO DA FUNO DE TRANSFERENCIA EIXO ROLL
%% =====

clear; clc; close all;

%% -----
% 1. LEITURA DOS DADOS
%% -----

dados = readtable('V0001_roll.CSV');

tempo = dados.tempo_ms / 1000; % tempo absoluto (s)
y_full = dados.roll; % saida (Roll)
u_full = dados.pwm_out_roll; % entrada (PWM)
degrau = dados.degrau; % sinal logico (chave habilita degrau)

%% -----
% 2. DETECO DOS DEGRAUS
%% -----

degrau_prev = [0; degrau(1:end-1)];
idx_ini = find(degrau == 1 & degrau_prev == 0);
idx_fim = find(degrau == 0 & degrau_prev == 1);

n = min(length(idx_ini), length(idx_fim));
idx_ini = idx_ini(1:n);
idx_fim = idx_fim(1:n);

%% -----
% 3. VISUALIZAO DE TODOS OS DEGRAUS (COM LEGENDA)
%% -----

figure('Color','w','Position',[100 100 1000 500]);

yyaxis left
hRoll = plot(tempo, y_full,'k','LineWidth',1.2);
ylabel('Roll (°)')
hold on

yyaxis right
hPWM = plot(tempo, u_full,'--','Color',[0.6 0.6 0.6]);
ylabel('PWM Roll (\mus)')
```

```

for k = 1:n
    xline(tempo(idx_ini(k)), 'b', 'LineWidth', 1.5);
    text(tempo(idx_ini(k)), max(y_full), sprintf(' %d', k), ...
        'Color', 'b', 'FontSize', 10, 'FontWeight', 'bold');
end

xlabel('Tempo absoluto (s)')
title('Degraus Detectados Eixo Roll')

legend([hRoll hPWM], ...
    {'Roll ()', 'PWM Roll (\mus)'}, ...
    'Location', 'best');
grid on
set(gca, 'GridLineStyle', ':')

%% -----
% 4. ESCOLHA DO DEGRAU
%% -----
fprintf('\nDegraus detectados (ROLL):\n');
for k = 1:n
    fprintf('Degrau %d Incio = %.2f s | Fim = %.2f s\n', ...
        k, tempo(idx_ini(k)), tempo(idx_fim(k)));
end

k_escolhido = input('\nDigite o numero do degrau que deseja utilizar: ');

i_ini = idx_ini(k_escolhido);
i_fim = idx_fim(k_escolhido);

fprintf('\nDegrau escolhido: %d\n', k_escolhido);
fprintf('Incio: %.3f s | Fim: %.3f s\n', tempo(i_ini), tempo(i_fim));

%% -----
% 5. EXTRAO DO TRECHO DO DEGRAU
%% -----
tempo_abs = tempo(i_ini:i_fim); % tempo absoluto
t_rel = tempo_abs - tempo_abs(1); % tempo relativo

y = y_full(i_ini:i_fim);
u = u_full(i_ini:i_fim);

```

```

y0 = mean(y_full(max(i_ini-10,1):i_ini));
u0 = mean(u_full(max(i_ini-10,1):i_ini));

y = y - y0;
u = u - u0;

% normalizao
y_norm = y / max(abs(y));
u_norm = u / mean(u(u~=0));

%% =====
% 6. GRFICO  DEGRAU NORMALIZADO (ROLL)
%% =====
figure('Color','w','Position',[100 100 900 450]);

yyaxis left
plot(tempo_abs, y_norm,'k','LineWidth',2);
ylabel('Roll normalizado')
hold on

yyaxis right
stairs(tempo_abs, u_norm,'--','LineWidth',1.8);
ylabel('Entrada normalizada')

xline(tempo_abs(1),'k','Degrau','LineWidth',2);

xlabel('Tempo absoluto (s)')
title('Degrau Selecionado Eixo Roll (Normalizado)')

legend({'Resposta experimental normalizada',...
        'Entrada (degrau) normalizada',...
        'Instante do degrau'},...
        'Location','best');
grid on
set(gca,'GridLineStyle',':')
xlim([tempo_abs(1) tempo_abs(end)])
ylim([-1.05 1.05])

%% =====
% 7. MODELO DE 1 ORDEM (NORMALIZADO)
%% =====
ft = fittype('1 - exp(-x/tau)', ...

```

```

        'independent','x','coefficients','tau');
opts = fitoptions(ft);
opts.StartPoint = 1;

ajuste1 = fit(t_rel, y_norm, ft, opts);
tau = ajuste1.tau;

G1 = tf(1, [tau 1]);

%% =====
% 8. MODELO DE 2 ORDEM SUPERAMORTECIDO (NORMALIZADO)
%% =====
modelo2 = @(b,t) 1 ...
    - b(1)*exp(-b(2)*t) ...
    - (1-b(1))*exp(-b(3)*t);

b0 = [0.5 0.5 1.5];
opts = optimoptions('lsqcurvefit','Display','off');
b = lsqcurvefit(modelo2, b0, t_rel, y_norm, [], [], opts);

p1 = min(b(2), b(3));
p2 = max(b(2), b(3));

den2 = conv([1 p1],[1 p2]);
G2 = tf(1, den2);

%% =====
% 9. GRFICO COMPARAO DOS MODELOS (ROLL)
%% =====
Ts = mean(diff(t_rel));
t_sim = (0:Ts:t_rel(end))';
tempo_sim = tempo_abs(1) + t_sim;
y1 = step(G1, t_sim);
y2 = step(G2, t_sim);

=====
figure('Color','w','Position',[100 100 900 450]);
=====
plot(tempo_abs, y_norm,'k','LineWidth',1.8); hold on
plot(tempo_sim, y1,'--','Color',[0.5 0.5 0.5],'LineWidth',1.8);
plot(tempo_sim, y2,':','LineWidth',1.8);
=====
xline(tempo_abs(1),'k','Degrau','LineWidth',2);

```

```

xlabel('Tempo absoluto (s)')
ylabel('Sada normalizada')
title('Comparao dos Modelos Identificados Eixo Roll')

legend({'Resposta experimental',...
        'Modelo 1 ordem',...
        'Modelo 2 ordem',...
        'Instante do degrau'},...
        'Location','best');

grid on
set(gca,'GridLineStyle',':')
xlim([tempo_abs(1) tempo_abs(end)])
ylim([-0.05 1.05])

%% =====
% 10. IMPRESSO DAS FUNES DE TRANSFERENCIA (GANHO REAL)
%% =====

K_real = max(abs(y));

fprintf('\n===== FUNOES DE TRANSFERENCIA ROLL =====\n');

fprintf('\n--- MODELO 1 ORDEM (REAL) ---\n');
fprintf('G1(s) = %.4f / (%.4f s + 1)\n', K_real, tau);

fprintf('\n--- MODELO 2 ORDEM (REAL) ---\n');
fprintf('G2(s) = %.4f / [(s + %.4f)(s + %.4f)]\n', ...
        K_real, p1, p2);

```