

**UNIVERSIDADE DO ESTADO DO AMAZONAS – UEA
ESCOLA SUPERIOR DE TECNOLOGIA – EST**

RENAN ARAUJO JANZEN

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE SIMULAÇÃO E COMPARAÇÃO DA
RESPOSTA DINÂMICA EM SOLO VIA MATLAB DE UM VANT DE ASA FIXA EM
VOO SUBSÔNICO A PARTIR DE DADOS COLETADOS POR UM SISTEMA
EMBARCADO**

Manaus

2023

RENAN ARAUJO JANZEN

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE SIMULAÇÃO E COMPARAÇÃO DA
RESPOSTA DINÂMICA EM SOLO VIA MATLAB DE UM VANT DE ASA FIXA EM
VOO SUBSÔNICO A PARTIR DE DADOS COLETADOS POR UM SISTEMA
EMBARCADO**

**Pesquisa desenvolvida durante a disciplina
de Trabalho de Conclusão de Curso II e
apresentado à banca avaliadora do Curso de
Engenharia Elétrica da Escola Superior de
Tecnologia da Universidade do Estado do
Amazonas, como pré-requisito para
obtenção do título de Bacharel em
Engenharia Elétrica.**

Orientador: Dr. Jozias Parente de Oliveira

Manaus

2023

Universidade do Estado do Amazonas – UEA
Escola Superior de Tecnologia - EST

Reitor:

André Luiz Nunes Zogahib

Vice-Reitor:

Kátia do Nascimento Couceiro

Diretor da Escola Superior de Tecnologia:

Jucimar Maia da Silva Júnior

Coordenador do Curso de Engenharia Elétrica:

Daniel Guzman del Rio

Banca Avaliadora composta por:

Prof. Jozias Parente de Oliveira (Orientador)

Prof. Rubens de Andrade Fernandes

Prof. Israel Mazaira Morales

Data da defesa: <27/09/2023>.

CIP – Catalogação na Publicação

Janzen, Renan Araujo

Desenvolvimento de um sistema de simulação e comparação da resposta dinâmica em solo via Matlab de um VANT de asa fixa em voo subsônico a partir de dados coletados por um sistema embarcado / Renan Araujo Janzen; [orientado por] Jozias Parente de Oliveira. – Manaus: 2023.

<112> p.: il.

Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Elétrica)
Universidade do Estado do Amazonas, 2023.

1. Sistemas Embarcados 2. Dinâmica de Voo 3. Veículo Aéreo não tripulado.
- I. Parente de Oliveira, Jozias.

RENAN ARAUJO JANZEN

DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE SIMULAÇÃO E COMPARAÇÃO DA
RESPOSTA DINÂMICA EM SOLO VIA MATLAB DE UM VANT DE ASA FIXA EM
VOO SUBSÔNICO A PARTIR DE DADOS COLETADOS POR UM SISTEMA
EMBARCADO

Pesquisa desenvolvida durante a disciplina de
Trabalho de Conclusão de Curso II e apresentada à
banca avaliadora do Curso de Engenharia Elétrica
da Escola Superior de Tecnologia da Universidade do
Estado do Amazonas, como pré-requisito para a
obtenção do título de Engenheiro Eletricista.

Nota obtida: 9,7 (nove vírgula sete)

Aprovada em 27/09/23.

Área de concentração: Controle

BANCA EXAMINADORA

Joziás Parente de Oliveira

Orientador: Joziás Parente de Oliveira, Dr

Rubens Andrade Fernandes

Avaliador: Rubens Andrade Fernandes, Me

Israel Mazaira Morales

Avaliador: Israel Mazaira Morales, Dr

Manaus

2023

Dedico este trabalho a minha mãe e ao meu pai que,
sob a vontade de Yahweh, presentearam-me com a vida.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao criador, Yahweh, pela sua misericórdia e presença ao longo de minha vida.

Agradeço a minha mãe, por todo amor que me entrega até hoje.

Agradeço a meu pai que, apesar da distância, me ensinou a sempre arriscar nas situações mais difíceis.

Agradeço à minha namorada, Yoko Takano, por estar ao meu lado dès do início desta jornada. Pelo amor, carinho, compreensão. Estamos juntos para sempre.

Agradeço à minha família que, mesmo distante, se fez presente em vários momentos da minha vida, proporcionando-me eternas memórias. Meus tios Udo, Cida, Denis, Luiza, Adriane, Jonilson e Rene; e meus avós Luzia, Willfred, Irini.

Agradeço ao professor Jozias Parente de Oliveira pela orientação deste projeto. O senhor é referência como professor, pesquisador e como pessoa. Todo o cuidado, preparação e domínio dos temas das aulas são perceptíveis por todos os alunos, além de sua compreensão e companheirismo. Foi uma honra tê-lo como orientador.

Agradeço à Escola Superior de Tecnologia da Universidade do Estado do Amazonas e ao professor Antônio Claudio Kieling por acolherem e apoiarem grupos e projetos de pesquisa nos quais fiz parte.

Agradeço ao grupo Urutau Aerodesign, que há sete anos me proporcionou inúmeros desafios como estudante, pesquisador e líder. Agradeço, aos meus veteranos, Lucas Guimarães e Felipe Bortolotto por incontáveis ensinamentos dentro da aeronáutica; e Victor Hugo por ser uma referência de foco e dedicação. Agradeço, aos membros e ex-membros do grupo com os quais tive o prazer de ajudar e ensinar ao longo dos últimos quatro anos. Vocês trouxeram eternas lições que não pude aprender enquanto membro efetivo do grupo.

Agradeço a Neilson Luniere, Jacobus Laurens, Joêmio Tavares e Arley Gabriel que, através de seus trabalhos, serviram de inspiração para este.

Agradeço a Rodrigo Almeida, que se disponibilizou para pilotar a aeronave deste trabalho.

Agradeço ao instituto HUB – Tecnologia e Inovação por oferecer um equipamentos, materiais e um ambiente favorável para o desenvolvimento deste projeto.

Agradeço a Lennon Nascimento, Rubens Fernandes e Yago Costa, que contribuíram para o meu conhecimento técnico em sistemas embarcados. Sempre darei muito valor às suas orientações.

Agradeço, a todos os amigos e colegas que fiz até hoje. Guardo eternas lembranças.

Quanto mais didático for, mais homem será.

Quanto mais homem for, mais didático será.

(Logo que iniciei a faculdade, um senhor me abordou enquanto eu estava a caminho da parada de ônibus. Pediu ajuda para custear alguns exames, mas não tive compaixão para ajudar. Ainda assim agradeceu, me abraçou e disse a frase acima, atribuindo-a Galileu Galiei, mas não consegui confirmar a procedência e não me recordo o nome do senhor).

RESUMO

No presente trabalho, foram desenvolvidos algoritmos para *software*, associados a um *hardware* embarcado, e em Matlab com o objetivo de realizar a simulação e análise comparativa da resposta dinâmica de um veículo aéreo não tripulado a partir dos dados adquiridos pelo sistema embarcado da aeronave. Para isso, foi utilizado um sistema embarcado, em uma aeronave em voo, que realiza aquisição, gravação e transmissão de dados em tempo real para um *hardware* conectado a um computador em solo. Os dados recebidos pelo computador são usados para simular as respostas das funções de transferência desenvolvidas em Matlab a partir da modelagem matemática linearizada que descreve o comportamento dinâmico de uma aeronave em voo reto nivelado. A modelagem completa apresenta seis graus de liberdade e descreve um comportamento dinâmico não linear, porém, a partir de simplificações e suposições que visam reduzir o custo computacional e viabilizar a visibilidade funcional, o modelo torna-se linear e desacoplado, permitindo uma simulação dos movimentos longitudinal e latero-direcional da aeronave separadamente. As entradas das funções de transferência consistem apenas nos comandos enviados pelo piloto, portanto perturbações externas, como rajadas de vento, são desconsideradas. As saídas das funções de transferência consistem na orientação da aeronave em torno dos eixos x, y e z de corpo, representadas pelos ângulos de atitude, inclinação e guinada. Esses mesmos ângulos são adquiridos durante o voo por uma unidade de medição inercial embarcada, viabilizando uma comparação entre as saídas das funções de transferência e os dados adquiridos. Os resultados obtidos mostraram-se de acordo com o objetivo de desenvolvimento do sistema de simulação e comparação, porém utilizou-se uma aeronave diferente da modelada para a realização dos testes em voo. Para a comparação entre os dados adquiridos e simulados, fez-se uma análise estatística que somente foi possível para o movimento longitudinal, pois as funções de transferência latero-direcionais eram instáveis, o que inviabilizou a análise. Constatou-se, visualmente, que poucas etapas de voo apresentaram semelhanças entre os dados adquiridos e simulados. Na análise estatística, concluiu-se que a modelagem não era adequada para simulação de todas as etapas de voo, o que deve ser esperado pelas condições e suposições relacionados ao voo reto e nivelado que são aplicadas durante a modelagem. Por fim, ficou evidente que se faz necessário limitar a condição de teste voo real por uma indicação via *firmware* associada a instruções dadas ao piloto para a execução desta condição.

Palavras-chave: Dinâmica de Voo, Sistemas Embarcados, Veículo aéreo não tripulado

ABSTRACT

In the present work, software algorithms were developed, associated with embedded hardware, and in Matlab with the objective of carrying out the simulation and comparative analysis of the dynamic response of an unmanned aerial vehicle based on the data acquired by the aircraft's embedded system. For this, an embedded system was used, on an aircraft in flight, which performs data acquisition, recording and transmission in real time to hardware connected to a computer on the ground. The data received by the computer is used to simulate the responses of transfer functions developed in Matlab based on linearized mathematical modeling that describes the dynamic behavior of an aircraft in straight, level flight. The complete modeling presents six degrees of freedom and describes a non-linear dynamic behavior, however, based on simplifications and assumptions that aim to reduce the computational cost and enable functional visibility, the model becomes linear and decoupled, allowing a simulation of movements longitudinal and lateral-directional of the aircraft separately. The inputs to the transfer functions consist only of the commands sent by the pilot, therefore external disturbances, such as wind gusts, are disregarded. The outputs of the transfer functions consist of the orientation of the aircraft around the x, y and z body axes, represented by the attitude, pitch and yaw angles. These same angles are acquired during the flight by an onboard inertial measurement unit, enabling a comparison between the outputs of the transfer functions and the acquired data. The results obtained were in line with the objective of developing the simulation and comparison system, however, an aircraft different from that modeled was used to carry out the flight tests. To compare the acquired and simulated data, a statistical analysis was carried out, which was only possible for the longitudinal movement, as the latero-directional transfer functions were unstable, which made the analysis unfeasible. It was visually verified that few flight stages showed similarities between the acquired and simulated data. In the statistical analysis, it was concluded that the modeling was not suitable for simulating all flight stages, which should be expected due to the conditions and assumptions related to straight and level flight that are applied during modeling. Finally, it became clear that it is necessary to limit the actual flight test condition by an indication via firmware associated with instructions given to the pilot to execute this condition.

Keywords: Flight Dynamics, Embedded Systems, Unmanned aerial vehicle

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Principais componentes de uma aeronave.....	24
Figura 2 – Efeito da deflexão dos ailerons na orientação lateral da aeronave.....	25
Figura 3 – Efeito da deflexão do profundor na orientação longitudinal da aeronave	26
Figura 4 – Efeito da deflexão do leme da orientação direcional de uma aeronave	26
Figura 5 – VANT MQ-9B SkyGuardian em voo	27
Figura 6 – Diferentes tipos de VANT's e componentes.....	28
Figura 7 – Vista interna de um servomotor	30
Figura 8 – Representação da fixação de um servomotor em um estabilizador horizontal parcialmente móvel	31
Figura 9 – Convenção de sinais para o ângulo de deflexão das superfícies de controle	31
Figura 10 – Arquitetura mínima de um microcomputador.....	32
Figura 11 – Arquitetura mínima dos componentes de uma única CPU	33
Figura 12 – Elementos de <i>hardware</i> em um sistema embarcado	34
Figura 13 – Estrutura genérica de um microcontrolador	35
Figura 15 – Membrana de um sensor de pressão sujeita a uma pressão externa.....	37
Figura 16 – Posição dos piezoresistores na estrutura de um sensor de pressão	37
Figura 17 – Estrutura interna de um acelerômetro capacitivo com capacitor diferencial	38
Figura 18 – Representação de um giroscópio mecânico	39
Figura 19 – Elétron de prova sob o efeito de um campo dentro de um magnetorresistor.....	40
Figura 20 – Algoritmo básico de uma IMU	41
Figura 21 – Arquitetura Zigbee detalhada	42
Figura 22 – Respostas típicas de um sistema de segunda ordem a uma entrada do tipo degrau unitário.....	47
Figura 23 – Relações básicas de entrada e saída nas equações de uma aeronave	48
Figura 24 – Decomposição de velocidades e das variáveis de perturbação em uma aeronave	49
Figura 25 – Tela de início do Matlab	57
Figura 26 – Fluxo de trabalho das etapas do projeto.....	58
Figura 27 – Arquitetura de <i>hardware</i> do DAS embarcado na aeronave	60
Figura 28 – Esquema elétrico da placa base.....	62
Figura 29 – Esquema elétrico do cartucho	62
Figura 30 – Placa base do DAS embarcado	63

Figura 31 – Placa externa DAS embarcado.....	63
Figura 32 – Plataforma Arduino Mega.....	64
Figura 33 – Rotina do microcontrolador principal.....	69
Figura 34 – Rotina do microcontrolador auxiliar.....	71
Figura 35 – Tela inicial do XCTU.....	72
Figura 36 – Localização de dispositivos XBee conectados no computador através do <i>software</i> XCTU.....	73
Figura 37 – Configuração dos parâmetros das portas USB/Serial do XBee.....	73
Figura 38 – Procura e descoberta de dispositivos XBee conectados.....	74
Figura 39 – Tela de configuração dos módulos encontrados.....	75
Figura 40 – Vista isométrica do projeto da aeronave desenvolvida pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign em 2023.....	77
Figura 41 – Planta das três vistas da aeronave desenvolvida pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign em 2023.....	79
Figura 42 – Diagrama de cálculos de condições de voo do <i>firmware</i> desenvolvido em Matlab.....	82
Figura 43 – Diagrama do <i>loop</i> de leitura, simulação e plotagem desenvolvido em Matlab....	83
Figura 44 – Fluxo de aquisição, gravação, transmissão, simulação e comparação de dados...	85
Figura 45 – Local de realização dos testes e validação do sistema integrado em voo.....	86
Figura 46 – Modelo 3D Skywalker 2015.....	87
Figura 47 – Aeromodelo Skywalker 2015 desmontado.....	89
Figura 48 – Ambiente de validação de subsistemas pré-voo e componentes.....	90
Figura 49 – Dados escritos em arquivo <i>.txt</i> no cartão SD e exportados para <i>.xls</i>	91
Figura 50 – Valores de PWM lidos e deflexões calculadas pela função <i>controls_loop()</i>	92
Figura 51 – Regressão linear obtida a partir da leitura dos valores de sinais PWM sob deflexões mínimas, máximas e neutras das superfícies de controle.....	93
Figura 52 – Massa e posição do centro de gravidade do Skywalker antes do voo...	94
Figura 53 – Instalação do DAS e da IMU na aeronave.....	95
Figura 54 – Instalação do receptor e XBee embarcado.....	96
Figura 55 – Posicionamento das antenas do GPS e do XBee embarcado.....	96
Figura 56 – Deflexão do profundor e ângulo de atitude resultante em aquisição e simulação	99
Figura 57 – Resposta da função de transferência de atitude a uma entrada do tipo de grau unitário.....	100

Figura 58 – Comparação entre dados e resultados da regressão linear de atitude em estado estacionário.....	101
Figura 59 – Regressão linear aplicada entre dados aqisitados e simulados para ângulo de atitude	103
Figura 60 – Resultados de dados simulados e aqisitados para o movimento latero - direcional	104
Figura 61 – Ângulo de inclinação aqisitado e inclinação simulada	105
Figura 62 – Resposta a um degrau unitário do leme e do aileron à função de transferência de inclinação.....	106
Figura 63 – Resposta a um degrau unitário do leme e do aileron à função de transferência de guinada	106

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Componentes típicos de um VANT de asa fixa	29
Tabela 2 – Características das frequências abrangidas pelo protocolo Zigbee	43
Tabela 3 – Variáveis de condições de perturbação e de equilíbrio trimado	50
Tabela 4 – Contribuições e suposições de diferentes componentes físicas aplicadas na modelagem	51
Tabela 5 – Suposições aplicadas às equações generalizadas do movimento da aeronave	52
Tabela 6 – Especificações técnicas dos microcontroladores ATmega2560 e ATmega328p ..	60
Tabela 7 – Variáveis de saída das funções de transferência longitudinais e latero-direcionais	65
Tabela 8 – Parâmetros das equações desacopladas e métodos de aquisição	66
Tabela 9 – Sensores e módulos utilizados	67
Tabela 10 – Bibliotecas utilizadas para a implementação do <i>firmware</i> do DAS embarcado...	68
Tabela 11 – Bibliotecas utilizadas para a implementação do <i>firmware</i> do microcontrolador auxiliar	70
Tabela 12 – Configurações dos parâmetros dos módulos XBee	75
Tabela 13 – Principais características da aeronave desenvolvida pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign em 2023	78
Tabela 14 – Condições de voo delimitadas para modelagem da aeronave	80
Tabela 15 – Informações técnicas Skywalker 2015	88
Tabela 16 – Deflexões das superfícies de controle do Skywalker 2015	92
Tabela 17 – Condições atmosféricas locais pré-voo	94
Tabela 18 – Fases de voo e superfícies de controle atuantes.....	97
Tabela 19 – Parâmetros escolhidos para plotagem em tempo real.....	97
Tabela 20 – Raiz do erro médio quadrático e desvio padrão entre os valores de θ simulados e adquiridos	102

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ADC	Conversor Analógico Digital
API	Interface de Programação de Aplicação
APL	Camada de Aplicação
APS	Subcamada de Suporte e Aplicação
ASIC	Circuito Integrado de Aplicação Específica
BPSK	<i>Binary Phase Shift Keying</i>
CI	Circuito Integrado
CPU	Unidade de Processamento Central
DAC	Conversor Digital Analógico
DAS	Sistema de Aquisição de dados
DC	Corrente Contínua
DSS	<i>Direct Sequence Spread</i>
DMA	Acesso direto à Memória
EST	Escola Superior de Tecnologia
EEPROM	<i>Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory</i>
E/S	Entrada e Saída
FFD	Funções Completas
FPGA	Matriz de Portas Programáveis em Campo
FPV	Sistema de visão em primeira pessoa
GPS	Sistema de Posicionamento Global
GPIO	Porta Genérica de Entrada e Saída
I ² C	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
IDE	Ambiente de desenvolvimento integrado
IMU	Unidade de Medição Inercial
MAC	Camada de Acesso ao Meio
MEMS	Sistemas Microeletromecânicos
MCU	Microcontrolador
MPU	Microprocessador
NWK	Camada de Rede
O-QPSK	<i>Offset Quadrature Phase Shift Keying</i>
PCI	Placa de Circuito Impresso

PHY	Camada Física
PWM	Modulação por Largura de Pulso
QR	Código de resposta rápida
RAM	Memória de Acesso Aleatório
RFD	Funções Reduzidas
RMSE	Raíz do erro médio quadrático
ROM	Memória de Apenas Leitura
RTC	Relógio de Tempo real
RTOS	Sistema Operacional de Tempo Real
SAE	Sociedade do Engenheiros Automobilísticos
SD	<i>Secure Digital</i>
SE	Sistema Embarcado
SoM	<i>System on module</i>
SPI	Interface Periférica Serial
SRAM	Memória Estática de Acesso Aleatório
UC	Unidade de Controle
UEA	Universidade do Estado do Amazonas
ULA	Unidade Lógica Aritmética
USART	Receptor-Transmissor Universal Síncrono-Assíncrono
USB	Porta Serial Universal
VANT	Veículo aéreo não tripulado
ZDO	<i>ZigBee Device Object</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

α_e	Ângulo de incidência
β	Ângulo de Guinada
ζ	Deflexão do Leme
η	Deflexão do profundor
θ	Ângulo de Atitude
θ_e	Ângulo de Atitude em equilíbrio
ξ	Deflexão do Aileron
τ	Tração do motor
φ	Ângulo de Inclinação
ψ	Ângulo de Guinada
\bar{B}	Campo magnético variável
C	Corrente constante
C_{mc}	Capacitância da placa capacitiva da placa superior
C_{mb}	Capacitância da placa capacitiva da placa base
d_1	Distância da capa superior
d_2	Distância da base
I_x	Momento de inércia em no eixo x
I_y	Momento de inércia em no eixo y
I_z	Momento de inércia em no eixo z
I_{xz}	Produto de Inércia entre os eixos xz
L	Momento de Rolamento
M	Momento de Arfagem
m	Massa da aeronave
N	Momento de Guinada
ox	Eixo x de referência no corpo da aeronave
oy	Eixo y de referência no corpo da aeronave
oz	Eixo z de referência no corpo da aeronave
p	Taxa de Rolamento
q	Taxa de Arfagem
r	Taxa de Guinada

s	Variável complexa
V_0	Velocidade constante
U	Velocidade Axial perturbada
u	Componente local de velocidade axial
U_e	Velocidade Axial constante em equilíbrio
V	Velocidade Lateral perturbada
v	Componente local de velocidade lateral
V_e	Velocidade Lateral em equilíbrio
W	Velocidade Normal perturbada
w	Componente local de velocidade normal
W_e	Velocidade Normal em equilíbrio
X	Força Axial
Y	Força Lateral
Z	Força Normal

SUMÁRIO

INTRODUÇÃO	20
TEMA	20
PROBLEMA DA PESQUISA	21
HIPÓTESE	21
JUSTIFICATIVA	21
OBJETIVOS	22
1 REFERENCIAL TEÓRICO	24
1.1 Principais Componentes de uma Aeronave	24
1.2 Veículo Aéreo não Tripulado – VANT	26
1.2.1 VANT de asa fixa	28
1.2.2 Atuação do servomotor nas superfícies de controle	29
1.3 Sistemas Embarcados	31
1.3.1 Elementos de <i>hardware</i>	32
1.3.1.1 <i>Microprocessador</i>	33
1.3.1.2 <i>Periféricos de um sistema embarcado</i>	34
1.3.1.3 <i>Microcontrolador</i>	35
1.3.2 Elementos de <i>software</i>	36
1.4 Sensores	36
1.4.1 Barômetro	36
1.4.2 Acelerômetro capacitivo diferencial	38
1.4.3 Giroscópio	38
1.4.4 Magnetômetro	39
1.4.5 Unidade de medição inercial – IMU	40
1.5 Protocolo Zigbee	42
1.5.1 Arquitetura e camadas do protocolo Zigbee	42
1.5.2 Frequências de operação	43
1.5.3 Tipos de dispositivos	43
1.5.4 Função na rede	44

1.6	Fundamentos de Sistemas de Controle	44
1.6.1	Modelagem matemática	44
1.6.2	Função de transferência	45
1.6.3	Espaço de estado	45
1.6.4	Resposta de um sistema de controle	46
1.7	Estabilidade Dinâmica de Aeronaves	47
1.7.1	Princípios da dinâmica de voo	47
1.7.2	Variáveis de perturbação	49
1.7.3	Equações do movimento na forma generalizada	50
1.7.4	Linearização das equações do movimento	52
1.7.5	Equações longitudinais desacopladas	53
1.7.5.1	<i>Forma Geral</i>	53
1.7.5.2	<i>Espaço de Estado</i>	54
1.7.6	Equações latero-direcionais desacopladas	55
1.7.6.1	<i>Forma geral</i>	55
1.7.6.2	<i>Espaço de estado</i>	55
1.8	Matlab	56
2	METODOLOGIA	58
2.1	Ambiente de Desenvolvimento	59
2.2	Especificações de <i>Hardware</i>	59
2.2.1	DAS Embarcado	59
2.2.2	DAS Base	64
2.2.3	Definição de dados para aquisição	64
2.2.4	Sensores e módulos	66
2.3	Especificações de <i>Firmware</i> do Sistema de Aquisição de Dados	68
2.3.1	Embarcado	68
2.3.2	Terrestre	71
2.4	Configuração dos Módulos XBee de Transmissão e Recepção de Dados	71
2.5	<i>Firmware</i> de Simulação de Voo em Matlab	76
2.5.1	Configuração e especificações da aeronave modelada	77

2.5.2	Condições de voo e funções de transferência	79
2.5.3	<i>Firmware</i> de condições e modelagem pré-voo	82
2.5.4	<i>Firmware</i> de <i>loop</i> em voo	83
2.6	Implementação dos Subsistemas	84
2.7	Teste do Sistema Integrado	84
2.8	Local de Voo	86
3	RESULTADOS E DISCUSSÕES	87
3.1	Aeronave Utilizada	87
3.2	Validação de Subsistemas e Condições Pré-Voo	89
3.2.1	Leitura, gravação e transmissão	89
3.2.2	Regressão linear dos sinais PWM	91
3.2.3	Peso e posição do centro de gravidade	93
3.2.4	Condições atmosféricas	94
3.3	Instalação do Sistema Embarcado na Aeronave	94
3.4	Testes do Sistema Integrado em Voo	97
3.4.1.1	<i>Longitudinal</i>	98
3.4.1.2	<i>Latero – Direcional</i>	104
CONCLUSÃO		108
TRABALHOS FUTUROS		109
REFERÊNCIAS		110

INTRODUÇÃO

Os veículos aéreos não tripulados (VANT's) modernos surgiram em torno de 1950 quando a aeronave remotamente controlada *Ryan Firebee* foi implementada para missões de reconhecimento no Vietnã. Após esta introdução, Israel foi a primeira nação a usar VANT's em combates, pois percebeu-se que a perda de uma aeronave deste tipo em missões de reconhecimento era muito menor quando comparada a perda de pilotos e de aeronaves de custo elevado. Atualmente, os VANT's tornaram-se muito importantes na engenharia aeroespacial, pois muitos programas de desenvolvimento destes veículos são financiados nos Estados Unidos, Europa, Ásia e Oriente Médio (ANDERSON, 2015).

No contexto da Universidade do Estado do Amazonas (UEA), a Escola Superior de Tecnologia (EST) conta com o grupo de pesquisa Urutau Aerodesign como referência no projeto de VANT's na região norte. O grupo desenvolve aeronaves desde 2014 com o objetivo de participar da competição SAE Brasil Aerodesign que ocorre anualmente na cidade de São José dos Campos. A competição tem como objetivo trazer os principais desafios tecnológicos da indústria aeronáutica para a realidade de estudantes de engenharia de todo o país. Estes desafios englobam: otimização multidisciplinar, gestão de requisitos, aumento da eficiência estrutural, testes em voo e em solo, aquisição de dados em voo e realização de missões específicas durante voo.

Durante o processo de desenvolvimento destes VANT's, são utilizados métodos de modelagem matemática que visam simular a resposta dinâmica de uma aeronave em voo sob perturbações internas, como comandos do piloto, e externas, como rajadas de vento. Estas análises são feitas antes da construção de um primeiro protótipo de VANT com o objetivo de se validar as características geométricas, aerodinâmicas e inerciais do projeto até o momento. Portanto, podem apresentar inconsistências quando matematicamente comparadas com o comportamento dinâmico do protótipo em voo após sua construção.

TEMA

Desenvolvimento de um sistema de simulação e comparação do comportamento dinâmico em solo via Matlab de um VANT de asa fixa em voo subsônico a partir de dados coletados por um sistema embarcado.

PROBLEMA DA PESQUISA

O grupo de pesquisa Urutau Aerodesign, desenvolve projetos diferentes de VANT's anualmente, portanto, a cada ano, diferentes modelagens matemáticas são desenvolvidas no *software* Matlab, a fim de simular o possível comportamento dinâmico do VANT em voo para as condições aplicadas. Este processo visa validar as estimativas aerodinâmicas e inerciais utilizadas para o desenvolvimento do projeto, porém podem não refletir no real comportamento da aeronave.

Como o grupo não dispõe de um sistema ou uma metodologia de validação das modelagens desenvolvidas, não é possível confirmar se a aeronave em voo apresenta as mesmas características dinâmicas previamente obtidas pela modelagem. Consequentemente, uma validação preliminar da geometria dimensionada, associada às características inerciais e aerodinâmicas estimadas, antes da construção e voo de um protótipo, pode ser equivocada.

De acordo com as pesquisas realizadas, não foi encontrado um sistema versátil e comercial que viabilizasse a um comparativo entre os dados reais relacionados ao comportamento dinâmico da aeronave em voo com os dados obtidos através das modelagens matemáticas sob a mesma condições de voo.

HIPÓTESE

Utilizando um sistema de aquisição, gravação e transmissão de dados embarcado em um VANT em voo, é possível obter dados necessários para a simulação e comparação do comportamento dinâmico real da aeronave em tempo real com dados simulados por parte de um operador em solo com o auxílio de um computador com *software* Matlab.

JUSTIFICATIVA

Dentro do contexto da Universidade do Estado do Amazonas, os membros do grupo de pesquisa Urutau Aerodesign são estudantes de engenharia que se submetem aos constantes desafios enfrentados pela indústria aeronáutica adaptados pela competição SAE Brasil Aerodesign para o nível superior. Considerando o objetivo deste trabalho e a necessidade de alinhar a experiência dos alunos da Escola Superior de Tecnologia com a realidade de projetos de engenharia, este trabalho torna-se uma ferramenta para validação dos protótipos desenvolvidos e preparação dos membros do projeto para o mercado de trabalho.

Apesar do grupo já apresentar uma metodologia proposta por (VILAÇA, 2019) para simulação do comportamento dinâmico das respostas das funções de transferência em malha aberta de uma VANT em fase de voo cruzeiro, a metodologia aplica-se em simulações de voo virtuais. Portanto, a simulação utilizada ainda requer estimativas geométricas e inerciais.

No contexto geral do projeto de VANT's, considerando o objetivo de desenvolver o sistema de simulação e comparação do comportamento dinâmico da aeronave, espera-se que o método proposto por este trabalho possa ser utilizado no desenvolvimento não só dos VANT's desenvolvidos pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign, mas também aqueles com diferentes aplicações, como: monitoramento de áreas florestais, de regiões agrícolas, de fronteiras, ou aquisição de dados atmosféricos para pesquisas científicas.

O estudo envolve conceitos estudados durante todo o curso de graduação e outros relacionados à área da Engenharia Aeronáutica, envolvendo três subáreas do bacharelado em engenharia elétrica: Sistemas Embarcados, Sistemas de Controle e Telecomunicações. As principais disciplinas relacionadas a esta monografia incluem: Linguagem de programação I e II, Sistemas de Telecomunicações, Microcontroladores, Sistemas de Controle I e II e Probabilidade e Estatística. Dentro da engenharia aeronáutica, inclui-se a disciplina de Dinâmica de Voo.

OBJETIVOS

Objetivo geral

Desenvolver um sistema que viabilize a simulação e comparação do comportamento dinâmico de um VANT de asa fixa em voo subsônico a partir de dados adquiridos e transmitidos para o *software* Matlab, em tempo real para um computador em solo. O sistema será monitorado por um operador de teste, e seu propósito principal é viabilizar a validação das modelagens matemáticas utilizadas para validação inicial do veículo aéreo não tripulado em desenvolvimento.

Objetivos específicos

- a) Definir dados e sensores necessários para realizar uma análise comparativa entre comportamento dinâmico real do VANT em voo e o simulado;

- b) Utilizar o *hardware* desenvolvido pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign;
- c) Utilizar o *firmware* de leitura, gravação e transmissão dos dados adquiridos em voo já usado pelo grupo;
- d) Obter as funções de transferência em malha aberta do VANT para os movimentos longitudinal e latero-direcional a partir da aeronave desenvolvida pelo grupo em 2023;
- e) Realizar um teste em voo com o sistema de aquisição, transmissão e análise de dados completo e comparar as saídas das malhas de controle com os dados obtidos pelos sensores de referência.

DESCRIÇÃO DOS CAPÍTULOS

Capítulo 1 – Referencial Teórico: Apresenta os principais conceitos relacionados à aeronáutica, tipos de sensores, protocolo de comunicação, sistemas de controle e dinâmica de voo.

Capítulo 2 – Metodologia: Apresenta a delimitação das especificações de *hardware* e *firmware* do sistema de aquisição de dados, o desenvolvimento do *firmware* em Matlab para simulação, implementação de subsistemas e teste em voo.

Capítulo 3 – Resultados e discussões: Os resultados referentes simulação e comparação do comportamento dinâmico da aeronave em voo.

Capítulo 4 – Conclusões: Por fim, as conclusões a respeito do sistema de aquisição, transmissão e gravação de dados; e a respeito da simulação e comparação em tempo real.

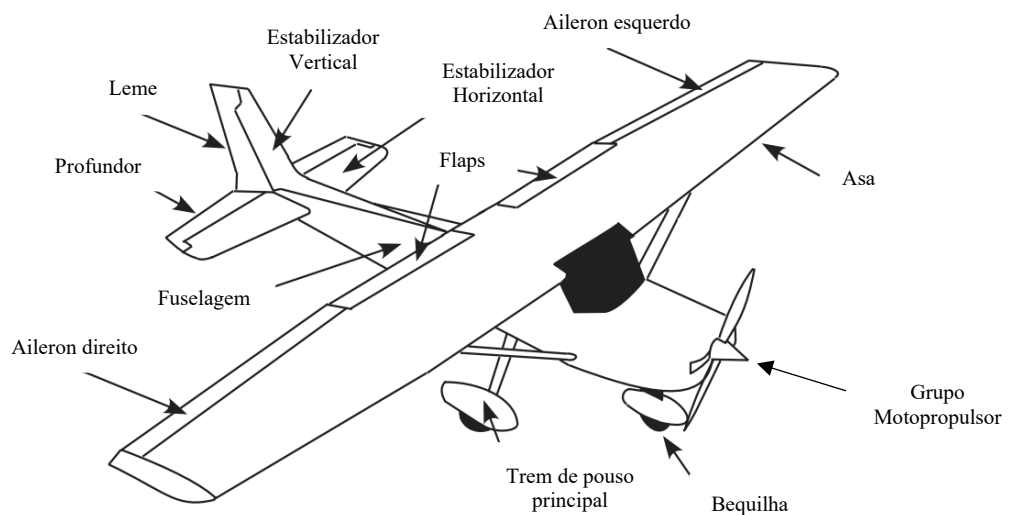
1 REFERENCIAL TEÓRICO

1.1 Principais Componentes de uma Aeronave

Uma configuração típica de aeronave que permite compreender os principais componentes que estão presentes maioria das aeronaves consiste numa convencional, monomotora com a asa acima do corpo principal, chamado de fuselagem, e os estabilizadores vertical e horizontal formando um T invertido na parte traseira que compõe a empennagem (ANDERSON, 2015).

A Figura 1 apresentada uma aeronave convencional e seus principais componentes.

Figura 1 – Principais componentes de uma aeronave

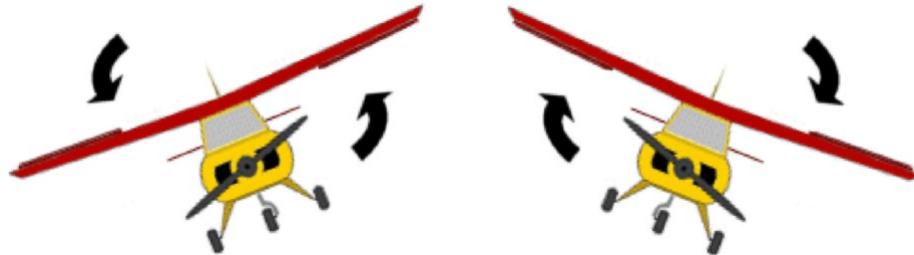


Fonte: Adaptado (ANDERSON e EBERHARDT, 2010)

Nesta configuração, as asas fixas consistem no maior fator gerador de sustentação em resposta à aceleração da velocidade e à angulação da asa em relação ao fluxo de ar (SINGHAL e SHYAM , 2018). Nela estão presentes os de ailerons em cada extremidade que são responsáveis pelo movimento de rolamento da aeronave e os flaps que são responsáveis pelo aumento de sustentação da asa (ANDERSON, 2015).

A Figura 2 apresenta o efeito da deflexão dos ailerons na orientação da aeronave em voo.

Figura 2 – Efeito da deflexão dos ailerons na orientação lateral da aeronave



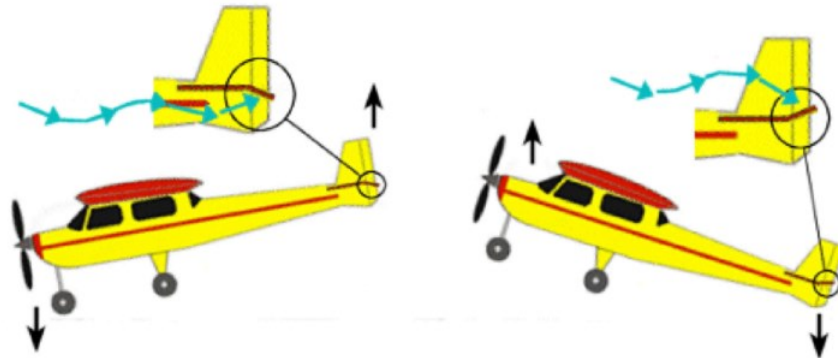
Fonte: (RODRIGUES, 2014)

A asa está presa à fuselagem, assim como o trem de pouso principal, que suporta a maior parte do peso da aeronave, e a bequilha que suporta uma quantidade menor de peso, mas também é responsável pelo direcionamento da aeronave durante o taxiamento (ANDERSON, 2015).

O grupo motopropulsor traciona a estrutura para gerar velocidade e a empenagem, composta pelo estabilizador horizontal e o vertical, realiza o contrabalanceamento aerodinâmico e inercial da estrutura, a fim de se manter a estabilidade e a controlabilidade da aeronave. O estabilizador horizontal apresenta o profundor que realiza a arfagem da aeronave, levantando e abaixando o bico durante o voo; e o estabilizador vertical apresenta o leme que realiza a guinada da aeronave, direcionando o bico para direita ou esquerda. (ANDERSON, 2015).

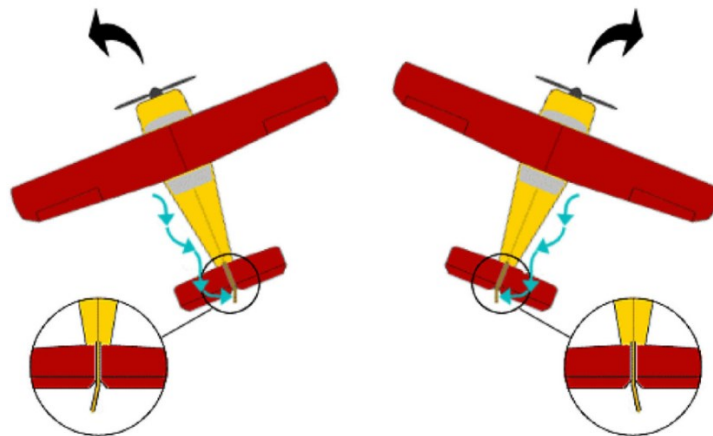
As figuras 3 e 4 apresentam respectivamente os efeitos das deflexões do profundor e do leme na orientação da aeronave.

Figura 3 – Efeito da deflexão do profundor na orientação longitudinal da aeronave



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

Figura 4 – Efeito da deflexão do leme na orientação direcional de uma aeronave



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

1.2 Veículo Aéreo não Tripulado – VANT

Uma aeronave que não possui tripulação e é controlada remotamente é chamada de veículo aéreo não tripulado (VANT). Conseqüentemente, equipamentos de segurança, suporte à vida e conforto não são necessários, ao contrário das aeronaves tripuladas, possibilitando que o VANT seja submetido a condições adversas ao corpo humano. Além disso, a complexidade e o peso da estrutura são reduzidos, viabilizando o aperfeiçoamento da performance e a aplicação de novas tecnologias (ANDERSON, 2015).

Um exemplo de VANT autônomo de aplicação militar com alta tecnologia e performance consiste no MQ-9B Sky Guardian que foi projetado para uma autonomia de mais

de 40 horas e atua em missões de reconhecimento e vigilância (GENERAL ATOMICS AERONAUTICAL, 2023).

A Figura 5 apresenta uma foto do MQ-9B em voo.

Figura 5 – VANT MQ-9B SkyGuardian em voo

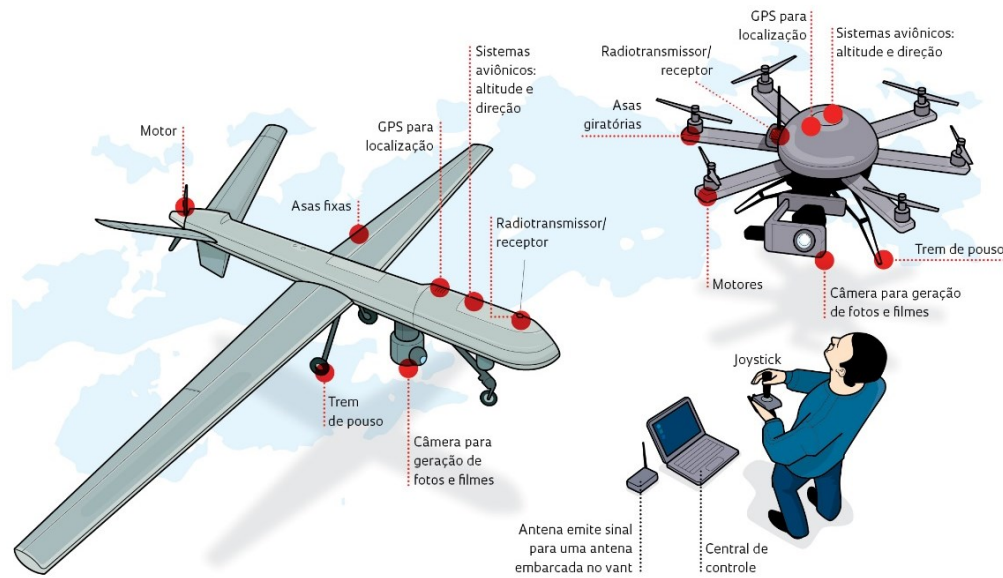


Fonte: (GENERAL ATOMICS AERONAUTICAL, 2023)

Uma aeronave como o MQ-9B não poderia ser projetada caso considerasse a presença de uma tripulação. Independentemente da complexidade ou aplicação do VANT, o sistema de operação composto pelo piloto remoto, aeronave e central de controle apresentará componentes fundamentais como: sistemas aviônicos para altitude e direção; rádio transmissor e receptor; trem de pouso; sistema de posicionamento global (GPS) para localização; motor; e asas fixa ou giratórias (ANDRADE, 2013).

A Figura 6 apresenta estes componentes e outros complementares em um VANT de asa fixa e um de asa giratória.

Figura 6 – Diferentes tipos de VANT's e componentes



Fonte: (ANDRADE, 2013)

1.2.1 VANT de asa fixa

Genericamente, um VANT de asa fixa apresenta tanto a geometria quanto performance semelhantes às de aeronaves convencionais de pequeno porte, entretanto outros componentes podem ser encontrados devido às particularidades deste tipo de aeronave.

A Tabela 1 apresenta os componentes típicos de um VANT de asa fixa.

Tabela 1 – Componentes típicos de um VANT de asa fixa

Componente	Descrição
Motores Elétricos	Usualmente são motores magnéticos de ímã permanente associados à controladores digitais de velocidade
Hélice	Pode ser de madeira, nylon ou fibra de carbono, variando de uma até seis pás
Bateria	As mais comuns são: Níquel metal híbrida, Lítio ferro, ou Polímero de Lítio
Receptor/Transmissor	O receptor recebe os sinais enviados pelo controle remoto (transmissor) do piloto
Câmera	Aquisição de imagens de interesse a depender da aplicação
Piloto automático	Automatiza os comandos enviados pelo piloto quando o VANT estiver além da sua linha de visão
Servos e atuadores	Usados nas superfícies articuláveis para controle de arfagem, guinada e rolamento; na bequilha para direcionamento; em freios; sistemas de alijamento
Carenagens	Usadas para redução do arrasto do veículo
Rodas	Podem ser feitas de plástico moldado, ou alumínio e equipado com pneus de borracha
Auxiliares	Sistema de aquisição de dados, como: tensão da bateria, velocidade do motor e temperatura
Estação de controle em solo	Recepção e processamento de dados oriundos dos sistema de aquisição de dados

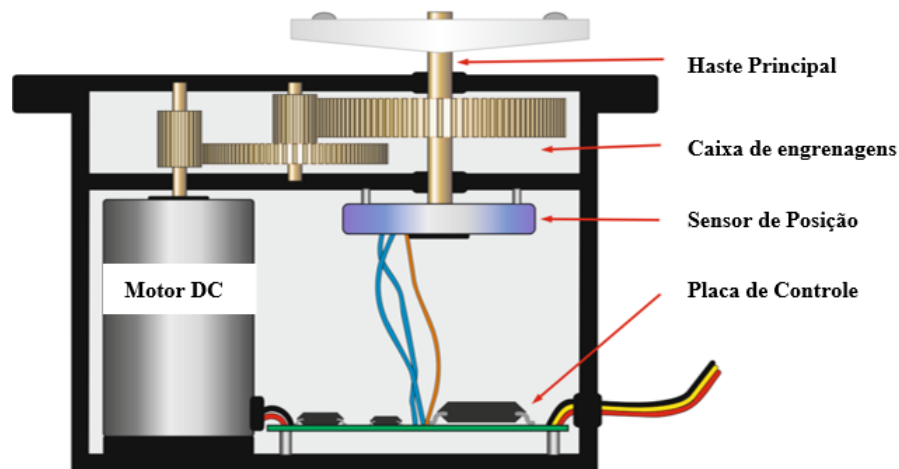
Fonte: Adaptado (KEANE, SÓBESTER e SCANLAN, 2017)

1.2.2 Atuação do servomotor nas superfícies de controle

Um servomotor consiste em um motor de corrente contínua (DC) com controle de realimentação que permite uma posição precisa ao controle (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

A Figura 7 apresenta a estrutura interna típica de um servo motor.

Figura 7 – Vista interna de um servomotor



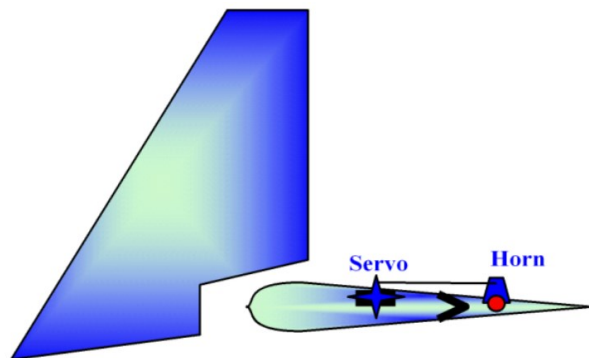
Fonte: Adaptado (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014)

O interfaceamento é realizado através de uma conexão que recebe sinais PWM's oriundos um MCU com frequência de 50 Hertz (20 *ms*). O comprimento da parte ligada do sinal especificará a posição angular desejada onde, tipicamente, -90° será obtido por um comprimento ligado de sinal com 1 *ms*, $+90^\circ$ por 2 *ms* e a posição central com 1,5 *ms* (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

Conforme apresentados nas figuras 2, 3 e 4, as superfícies de controle, aileron, leme e profundor, são responsáveis pelo controle da aeronave por parte do piloto. Em VANT's e aeromodelos, utilizam-se servomotores que movimentam as superfícies através da aplicação de uma força tangencial (RODRIGUES, 2014).

A Figura 8 apresenta uma representação da fixação de um servomotor em um estabilizador horizontal parcialmente móvel.

Figura 8 – Representação da fixação de um servomotor em um estabilizador horizontal parcialmente móvel

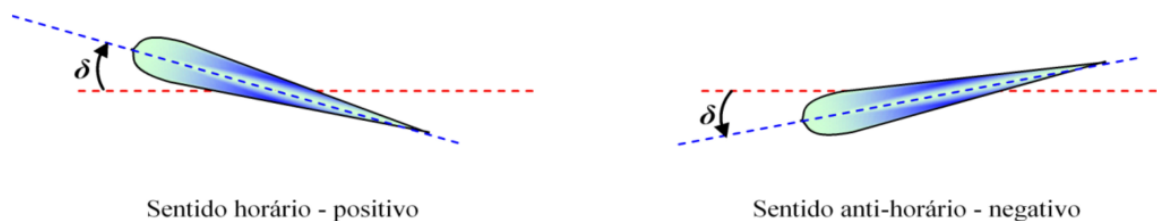


Fonte: Adaptado (RODRIGUES, 2014)

Portanto, a deflexão da superfície de controle ocorrerá quando o servomotor atuar retraindo ou estendendo o link com a peça chamada de *Horn* localizada na articulação da parte móvel. Conforme o sistema de coordenadas da indústria aeronáutica, define-se que uma deflexão no sentido horário como sendo positiva e a deflexão anti-horária como negativa (RODRIGUES, 2014).

A Figura 9 apresenta a convenção de sinais para o ângulo de deflexão das superfícies de controle

Figura 9 – Convenção de sinais para o ângulo de deflexão das superfícies de controle



Fonte: (RODRIGUES, 2014)

1.3 Sistemas Embarcados

Um Sistema Embarcado (SE) pode ser definido como um dispositivo composto por componentes de *hardware* e *software* integrados que executam uma única função dentro de um sistema maior, com pouca ou nenhuma interação humana e não é auto programado. Opera com limitações de: memória, capacidade computacional, alimentação, respondendo em tempo real

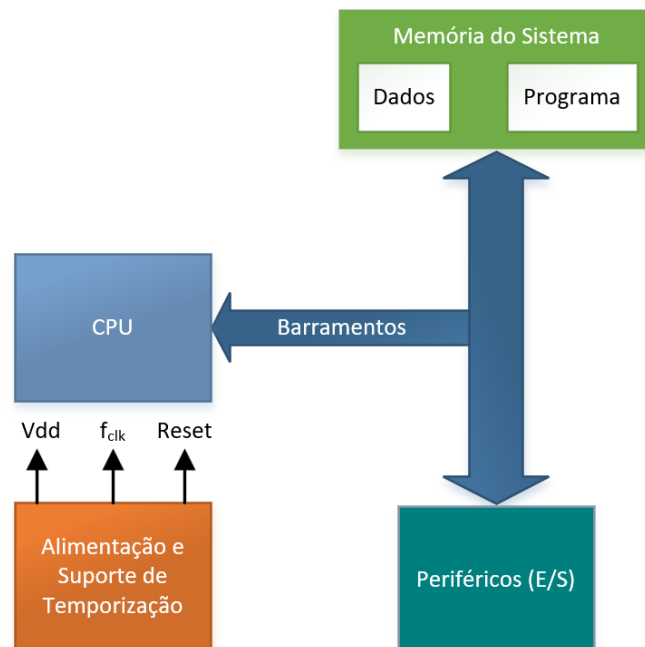
aos estímulos externos e, na maioria dos casos, existem restrições de custo. Um SE comum apresenta sensores e portas de entrada e saída (E/S) para adquirir variáveis de processo e parâmetros, a fim de executar ações de controle ou processar dados (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

1.3.1 Elementos de *hardware*

Um SE é composto por elementos de *hardware* que coincidem com os elementos de um microcomputador, como: uma Unidade Central de Processamento (CPU) responsável pela busca de instruções da memória de programa, decodificação e operação de dados adquiridos através dos dispositivos periféricos; uma Memória Interna para armazenamento de programas e dados; Periféricos que incluem os dispositivos de E/S e viabilizam a troca de informações entre dispositivos, sistemas ou ambiente externo; e Barramentos que interconectam todos os componentes (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

A Figura 10 apresenta a arquitetura mínima de um microcomputador.

Figura 10 – Arquitetura mínima de um microcomputador



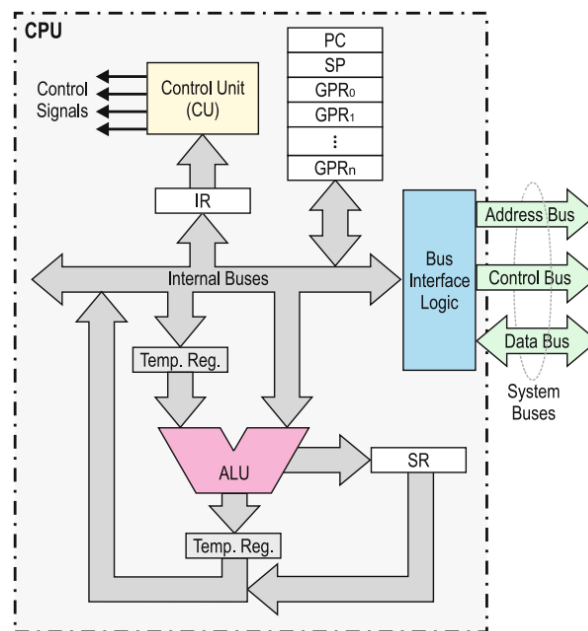
Fonte: Adaptado (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014)

1.3.1.1 Microprocessador

Uma CPU dentro de um microcomputador é tipicamente um microprocessador (MPU) ou núcleo (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014). A CPU pode estar isolada em um único chip e os periféricos implementados externamente. A estrutura interna consiste em uma Unidade Lógica Aritmética (ULA) que executa as funções de processamento de dados; uma Unidade de Controle (UC) que controla operação da CPU; Registradores para armazenamento interno na CPU; e Barramentos de comunicação entre a UC e registradores (NOERGAARD, 2013).

A Figura 11 apresenta a arquitetura mínima dos componentes de uma única CPU.

Figura 11 – Arquitetura mínima dos componentes de uma única CPU



Fonte: (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014)

Este arranjo resulta numa grande capacidade computacional e de processamento que tipicamente não é necessária no contexto dos SE's e acaba não apresentando todas as características necessárias para as aplicações que necessitam de diferentes tipos de periféricos (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

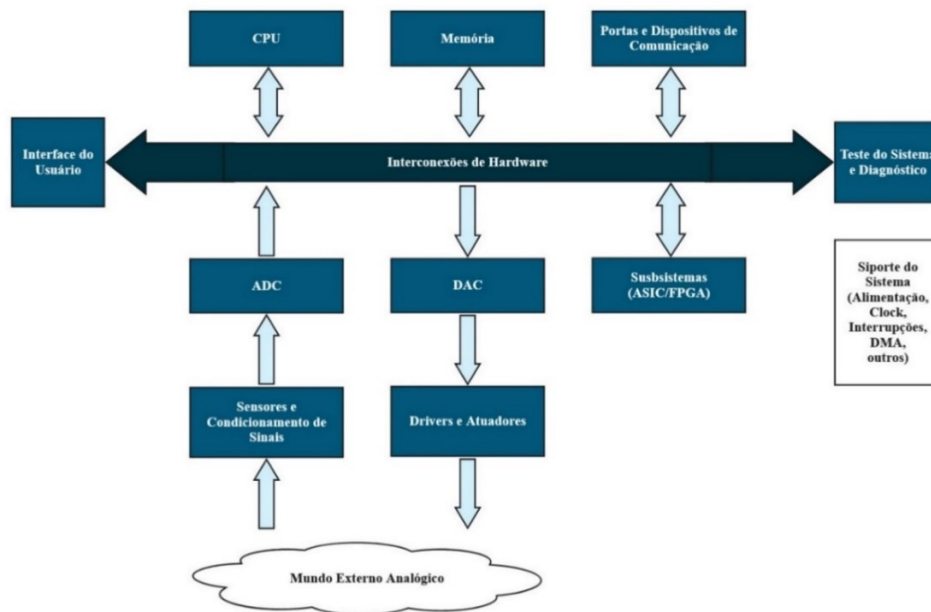
1.3.1.2 Periféricos de um sistema embarcado

Um sistema embarcado apresentará diferentes tipos de periféricos a depender de sua complexidade, dentro deles (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014):

- Portas de comunicação Serial/Paralela;
- Interfaces com usuários;
- Sensores e atuadores eletromecânicos que interagem com o ambiente;
- Conversores Analógico Digital (ADC) e Digital Analógico (DAC);
- Diagnósticos e componentes redundantes;
- Suporte de sistema;
- Subsistemas como: Circuitos Integrados de Aplicação Específica (ASIC), Matriz de Portas Programáveis em Campo (FPGA), Microcontroladores e outros.

A Figura 12 apresenta como os elementos da arquitetura mínima de um microcomputador estão integrados aos periféricos utilizados por um SE.

Figura 12 – Elementos de *hardware* em um sistema embarcado



Fonte: Adaptado (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014)

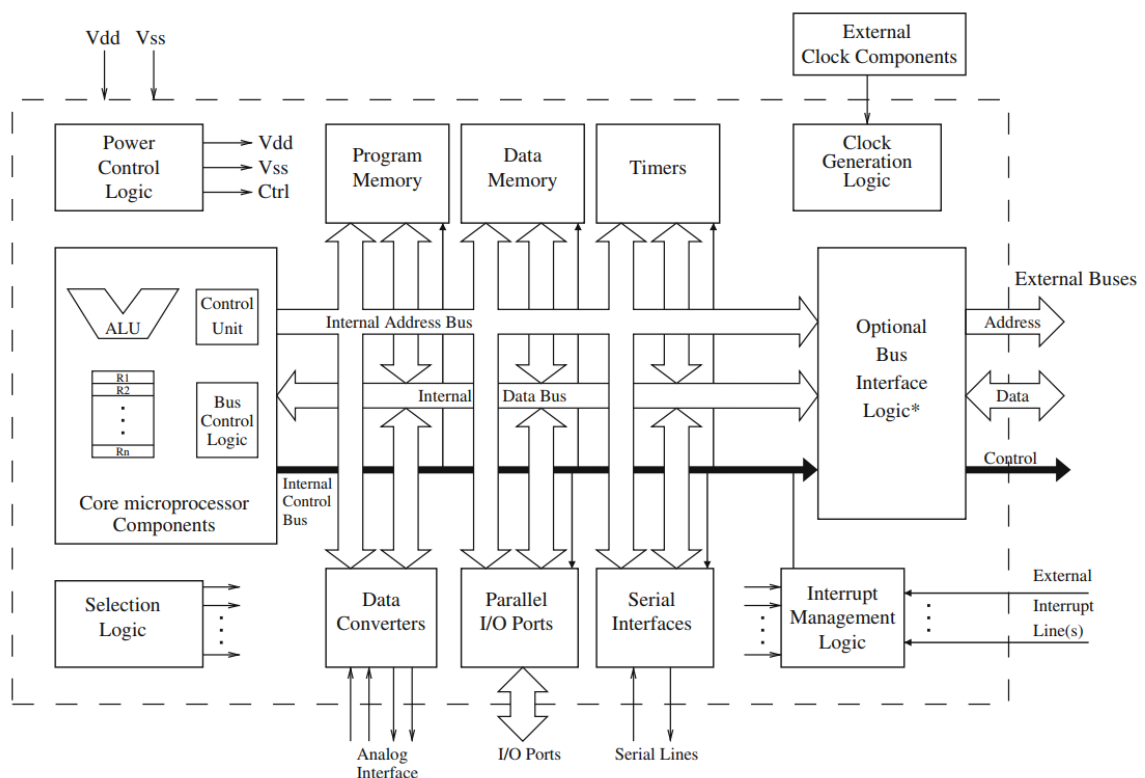
1.3.1.3 Microcontrolador

Quando os componentes mínimos de um microcomputador e diferentes tipos de periféricos são integrados em um único chip, referido como circuito integrado (CI), obtém-se um microcontrolador (MCU) (STALLINGS, 2017).

Um MCU opera em taxas de Mega Hertz enquanto os microprocessadores operam na faixa de Giga Hertz (STALLINGS, 2017). Entretanto, um MCU é desenvolvido a partir de um MPU ou de uma CPU com complexidade reduzida e possui: uma Memória de Apenas Leitura (ROM) para armazenamento de programas; uma Memória de Acesso Aleatório (RAM) para entrada e saída de dados; periféricos, como temporizadores, portas de E/S, gerenciadores de interrupção e conversores de dados em um único CI (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

A Figura 13 apresenta uma estrutura genérica de um microcontrolador.

Figura 13 – Estrutura genérica de um microcontrolador



Fonte: (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014)

1.3.2 Elementos de *software*

O *software* de um SE é composto por todos os programas (*firmware*) armazenados em uma memória ROM necessários para o *hardware* desempenhar uma funcionalidade. O *firmware* é organizado para operar em conjunto de um sistema operacional, como um Sistema Operacional de Tempo Real (RTOS), e de rotinas de aplicação. Geralmente, não é modificável, porém alguns sistemas podem realizar atualizações (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

Os principais componentes em um sistema de *software* são:

- **Tarefas (*Tasks*):** Conjuntos de programas que compõe o *software* e atuam em tarefas com o auxílio dos recursos do sistema;
- **Kernel:** Manuseio dos recursos do sistema necessários para atender as tarefas, como memória, dispositivos de E/S, CPU e outros componentes de *hardware*;
- **Serviços (*Services*):** Peça de código que atribui uma funcionalidade a um Recurso do Sistema para atender a uma tarefa.

1.4 Sensores

Os sensores são utilizados para realizar medições ou detecções de uma quantidade ou condição elétrica ou química. Sensores analógicos são usados para indicar magnitude ou a variação na condição ambiental através de uma propriedade elétrica, como: tensão, corrente, resistência, capacitância, efeito-Hall e carga. Os sensores podem ser: CI's; Sistemas Microeletromecânicos (MEMS) associados ou não a um circuito de condicionamento; ou transdutores que convertem energia elétrica em outro tipo de energia (JIMÉNEZ, PALOMERA e COUVERTIER, 2014).

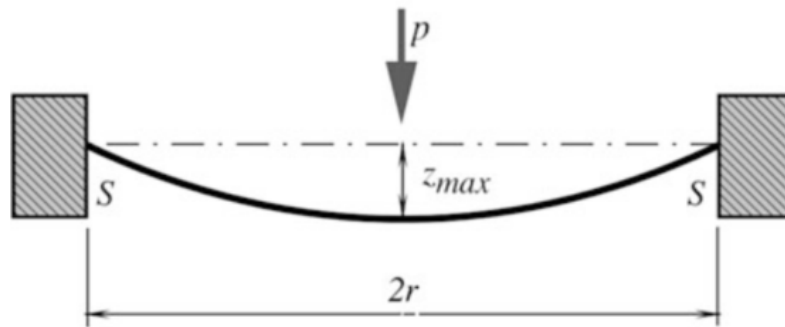
1.4.1 Barômetro

Um barômetro consiste em um sensor que mede a pressão absoluta do ar, além de poder medir a altitude. Tipicamente, a medição de pressão apresenta um elemento sensitivo para transformar a pressão em um deslocamento mecânico de uma parte flexível; um transdutor para converter o deslocamento em um efeito elétrico; e um circuito eletrônico de condicionamento para modificação do sinal (PLATT e JANSSON, 2016).

A maioria destes sensores são fabricados com tecnologias MEMS e possuem, como elemento sensível, membranas de silício que consistem em diafragmas finos sujeitos a uma tensão radial (S) (JACOB, 2016).

A Figura 14 apresenta o esquema de uma membrana sujeita a pressão (p).

Figura 14 – Membrana de um sensor de pressão sujeita a uma pressão externa

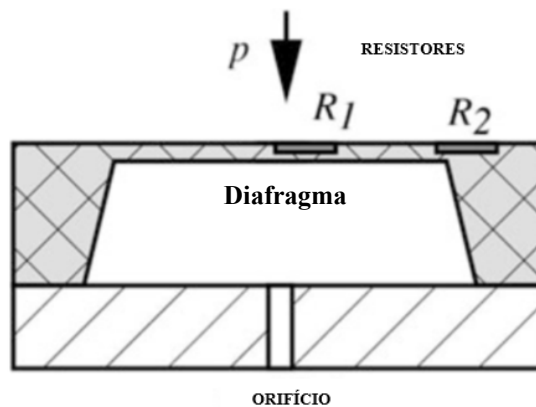


Fonte: (JACOB, 2016)

Quando a pressão é aplicada a um lado da membrana, ela se molda e, desde que a espessura da membrana seja muito menor que o raio (r), pode-se desconsiderar a rigidez às forças de flexão. Um transdutor utilizado em membranas de silício consiste em piezoresistores adicionados como impurezas no diafragma que apresentarão a resistividade proporcional à pressão aplicada (JACOB, 2016).

A Figura 15 apresenta um esquema do diafragma com os resistores inseridos.

Figura 15 – Posição dos piezoresistores na estrutura de um sensor de pressão



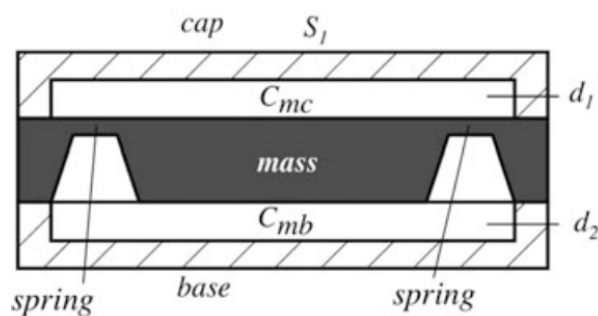
Fonte: Adaptado (JACOB, 2016)

1.4.2 Acelerômetro capacitivo diferencial

Um acelerômetro capacitivo diferencial mensura a aceleração linear instantânea a partir de dois capacitores sofrem uma variação da capacitância quando uma massa de prova é deslocada devido a uma aceleração externa. (JACOB, 2016).

A Figura 16 apresenta um corte transversal da estrutura interna de um acelerômetro capacitivo MEMS (JACOB, 2016).

Figura 16 – Estrutura interna de um acelerômetro capacitivo com capacitor diferencial



Fonte: Adaptado (JACOB, 2016)

As capacitâncias das placas capacitivas (C_{mc} e C_{mb}) são alteradas quando as distâncias d_1 e d_2 são movidas devido ao deslocamento da massa prova, resultando em uma capacitância equivalente que pode ser convertida em um nível de tensão (JACOB, 2016).

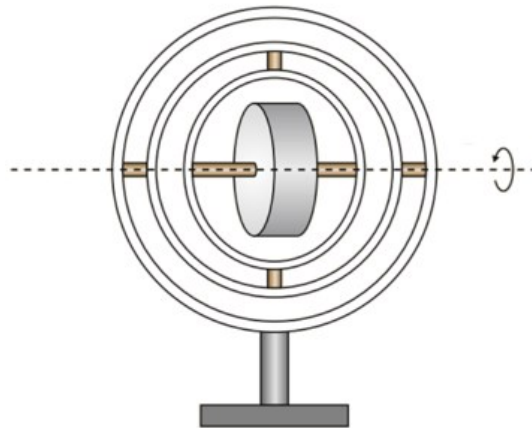
1.4.3 Giroscópio

Um giroscópio consiste em um instrumento que mensura a orientação de um sistema a partir de sua rotação, baseado no princípio da conservação do momento angular (SICILIANO e OUSSAMA, 2016). Duas características podem ser utilizadas devido à conservação de momento:

- O eixo de rotação permanece fixo em relação ao espaço
- A possibilidade de fornecer um sinal de saída mensurável proporcional à velocidade angular em torno de um eixo perpendicular ao eixo de rotação (JACOB, 2016).

A Figura 17 apresenta o esquema de um giroscópio mecânico com uma roda apoiada numa haste giratória livre para mudar de eixo de rotação.

Figura 17 – Representação de um giroscópio mecânico



Fonte: Adaptado (SICILIANO e OUSSAMA, 2016)

Os giroscópios do tipo MEMS apresentam elementos mecânicos vibratórios internos, como o silício, que mensuram a aceleração aparente (Coriolis) decorrente de um referencial rotativo com velocidade linear local. Outra característica consiste na ocorrência de um erro devido às medições relativas ao movimento que é acumulado ao longo do tempo, chamado de deriva, que deve ser corrigido através de uma referência externa de medição (SICILIANO e OUSSAMA, 2016).

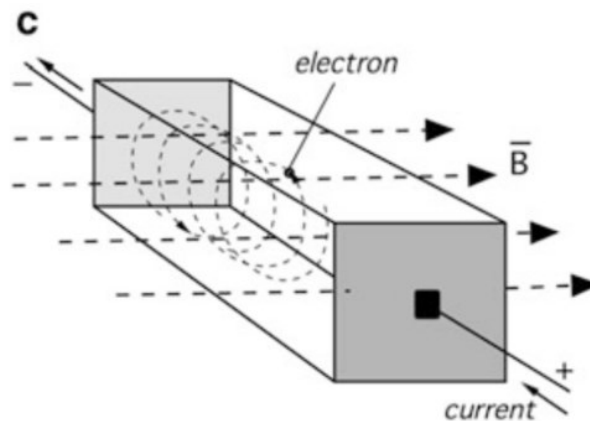
1.4.4 Magnetômetro

Um magnetômetro mede a força e a orientação dos campos magnéticos da terra a partir de três sensores posicionados ortogonalmente entre si, podendo gerar dados vetoriais que representam a ângulo entre um dispositivo e os polos magnéticos (PLATT e JANSSON, 2016).

Esta medição pode ser feita através de um magnetorresistor, ou seja, um resistor que possui sua resistência alterada na presença de um campo magnético variável (\vec{B}) quando alimentado por uma corrente constante (C), portanto a tensão no resistor corresponderá à força do campo magnético (JACOB, 2016).

A Figura 18 apresenta um magnetorresistor e o comportamento de um elétron de prova.

Figura 18 – Elétron de prova sob o efeito de um campo dentro de um magnetorresistor



Fonte: Adaptado (JACOB, 2016)

Alguns ruídos podem ser encontrados durante a medição, porém são pequenos quando comparados à distúrbios magnéticos que podem ser gerados quando o sensor é colocado próximo a cabos de alimentação (SICILIANO e OUSSAMA, 2016).

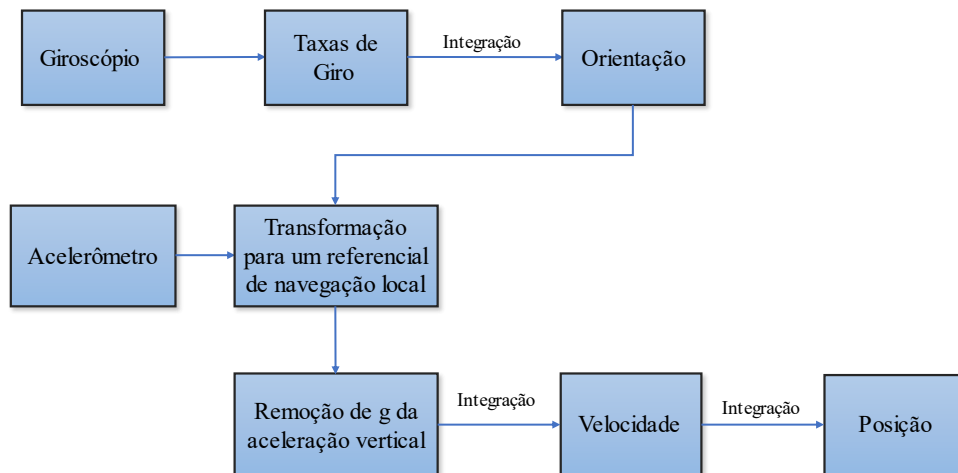
1.4.5 Unidade de medição inercial – IMU

Uma Unidade de Medição Inercial (do inglês, Inertial Measurement Unit - IMU) consiste em um dispositivo que utiliza acelerômetros e giroscópios para estimar posição, velocidade e aceleração relativa de um veículo em movimento. Comumente, uma IMU é composta por três acelerômetros e três giroscópios dispostos ortogonalmente com a finalidade de mensurar movimentos tridimensionais (SICILIANO e OUSSAMA, 2016).

A medição ocorre pela obtenção da orientação do veículo a partir da integração da velocidade angular medida pelos giroscópios que ocorre em paralelo com a estimativa da aceleração a partir dos acelerômetros. Estes dados são transformados através da estimativa atual da orientação do veículo em relação à gravidade, para que o vetor de gravidade possa ser extraído da medição. Em seguida, integra-se consecutivamente a aceleração para se obter velocidade e posição (SICILIANO e OUSSAMA, 2016).

A Figura 19 apresenta a sequência de medição da orientação, aceleração, velocidade e posição de uma IMU.

Figura 19 – Algoritmo básico de uma IMU



Fonte: Adaptado (SICILIANO e OUSSAMA, 2016)

Este algoritmo decorre: a) do acelerômetro mensurar o movimento a longo prazo, porém é ruidoso e mede componentes lineares e angulares de aceleração; b) do giroscópio de mensurar o movimento a curto prazo com menos ruídos e uma resposta rápida, porém acumula erros ao longo do tempo devido a interação da velocidade angular (MOURA, 2013).

Quando os dois sensores são integrados, o giroscópio reduz a sensibilidade do acelerômetro a acelerações não lineares e o acelerômetro corrige a deriva do osciloscópio, usando o vetor da força gravitacional para determinar a direção vertical correta, diminuindo o erro da posição angular do sistema (MOURA, 2013).

Devido ao erro de deriva dos giroscópios, a orientação em relação à gravidade pode ser estimada erroneamente, resultando em um cancelamento incorreto do vetor de gravidade. Além disso, como os dados do acelerômetro são integrados duas vezes, os erros residuais do vetor gravidade apresentarão um erro quadrático na posição, pois não é possível eliminá-lo por completo. Ao longo do tempo, o erro é acumulado e faz-se necessário o uso de um referencial externo, como um GPS ou um magnetômetro, para fazer esta correção (SICILIANO e OUSSAMA, 2016).

Através do uso de um magnetômetro integrado, é possível corrigir a deriva da posição ao redor do eixo da força gravitacional. O acelerômetro não corrige a deriva em rotações ao redor deste eixo, pois o vetor aceleração observado por um objeto é invariante a rotações sobre o eixo de gravidade (MOURA, 2013).

1.5 Protocolo Zigbee

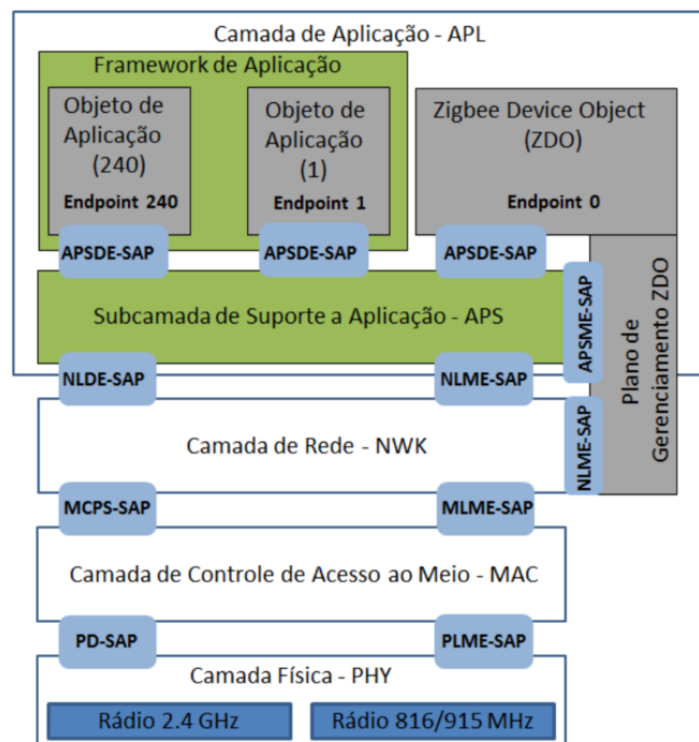
O protocolo Zigbee baseia-se na especificação IEEE 802.15.4 voltado para comunicação de alto nível para a criação de redes com baixa taxa de dados, proximidade, frequência e consumo. Como o protocolo foi projetado para oferecer flexibilidade em relação aos tipos de dispositivos com a qual se pode comunicar, torna-se ideal para aplicações relacionadas à Internet das Coisas, automação residencial, coleta de dados, monitoramento e outros projetos de pequena escala que requerem conexão sem fio (BRONZATTI, 2013).

1.5.1 Arquitetura e camadas do protocolo Zigbee

A arquitetura do protocolo Zigbee baseia-se no modelo OSI, constituindo-se de 4 camadas em que as duas primeiras, Camada Física (PHY) e a Camada de Controle de Acesso ao Meio (MAC), são definidas pela especificação IEEE 802.15.4. As seguintes, Camada de Rede (NWK) e Aplicação (APL) definidas pela Zigbee Alliance (BRONZATTI, 2013).

A Figura 20 apresenta a arquitetura Zigbee com cada uma de suas camadas detalhada.

Figura 20 – Arquitetura Zigbee detalhada



Fonte: (BRONZATTI, 2013)

A camada PHY utiliza a *Direct Sequence Spread* (DSS) como técnica de transmissão que permite que os dispositivos nas redes do protocolo sejam simples. Ela pode operar tanto em 2,4 GHz quanto em 868/915 MHz. A Camada MAC permite que múltiplas topologias com baixa complexidade sejam utilizadas (BRONZATTI, 2013).

A camada NWK fornece as funcionalidades das redes Zigbee, dentre elas: modos de roteamento, segurança, estrutura da rede e a formatação de uma nova rede. Além disso, também pode associar e dissociar dispositivos da rede, atribuir endereços e descobrir novas rotas. Por fim, a camada APL apresenta as aplicações que darão funcionalidade para o dispositivo. Esta camada é dividida em: Subcamada de Suporte e Aplicação (APS), *Zigbee Device Object* (ZDO) e Framework de Aplicação. A última é definida pelo fabricante do dispositivo ZigBee que fornece uma Interface de Programação de Aplicação (API) para implementação de perfis de uso (BRONZATTI, 2013).

1.5.2 Frequências de operação

O protocolo Zigbee pode operar em diferentes que apresentarão diferentes números de canais; técnicas de modulação, como *Offset Quadrature Phase Shift Keying* (O-QPSK) ou *Binary Phase Shift Keying* (BPSK); e taxa de dados.

A Tabela 2 sintetiza as características de cada uma das rádio frequências que podem ser usadas pelo protocolo Zigbee.

Tabela 2 – Características das frequências abrangidas pelo protocolo Zigbee

Padrão	Frequências	Nº de Canais	Modulação	Taxa de dados
802.15.4	2.4-2.4835 GHz	16	O-QPSK	250 kbit/s
	868-870 MHz	1	BPSK	20 kbit/s
	902-928 MHz	10	BPSK	40 kbit/s

Fonte: Adaptado (BRONZATTI, 2013)

1.5.3 Tipos de dispositivos

Os dispositivos Zigbee são diferenciados conforme a capacidade de processamento, podendo ser de Funções Completas (FFD) ou de Funções Reduzidas (RFD).

Os dispositivos FFD são complexos e requerem um *hardware* potente para a implementação da pilha de protocolos. Podem trabalhar em qualquer topologia de rede, desempenhando o papel de coordenador, tendo acesso aos demais dispositivos vinculados a ela. Em contrapartida, os dispositivos RFD são simples e a pilha de protocolo é implementada com uma pequena quantidade de recursos de *hardware* (BRONZATTI, 2013).

1.5.4 Função na rede

A função que um dispositivo Zigbee pode desempenhar numa rede parte da classificação do dispositivo entre:

O Coordenador que é responsável pelo gerenciamento da rede. As tarefas incluem: inicialização rede, seleção do canal a ser utilizado, permitir a conexão de outros dispositivos, transferir mensagens como um roteador e estabelecer um período permitido para transmissão (BRONZATTI, 2013).

O Roteador que retransmite os pacotes de um dispositivo para outro e integra outros dispositivos à rede. Útil para o aumento de alcance da rede, permitindo ramificações, além de poder funcionar como um dispositivo final (BRONZATTI, 2013).

Por fim, o Dispositivo Final que se trata tipicamente de um dispositivo RFD que apenas transmite ou recebe mensagens (BRONZATTI, 2013).

1.6 Fundamentos de Sistemas de Controle

1.6.1 Modelagem matemática

O modelo matemático de um sistema é definido como um conjunto de equações que representam seu comportamento dinâmico. Esse sistema, pode ser descrito em termos de equações diferenciais que são obtidas a partir de leis físicas que o governam. Ao descrever uma equação diferencial, pode-se optar por uma representação em termos de espaço de estado, ou em termos de funções de transferência (OGATA, 2010).

A equação (1) apresenta uma equação linear invariante no tempo generalizada:

$$a_0 y^{(n)} + a_1 y^{(n-1)} + \dots + a_{n-1} \dot{y} + a_n y = b_0 x^{(m)} + b_1 x^{(m-1)} + \dots + b_{m-1} \dot{x} + b_m x \quad (1)$$

1.6.2 Função de transferência

A função de transferência decorrente da equação diferencial será a razão entre a saída e a entrada da transformada de Laplace quando as condições iniciais são nulas. Portanto, torna-se possível representar a dinâmica do sistema por equações algébricas em função de s . Ao aplicar a transformada de Laplace na equação (2), obtêm-se a relação entre entrada e saída do sistema (OGATA, 2010).

A integral que define a transformada de Laplace aplicada a uma equação linear invariante no tempo arbitrária é dada abaixo (OGATA, 2010).

$$\mathcal{L}[f(t)] = F(s) = \int_{0^-}^{\infty} f(t)e^{-st} dt \quad (2)$$

A equação (3) apresenta a aplicação da transformada de Laplace para condição inicial nula em uma função genérica.

$$G(s) = \frac{\mathcal{L}[Saída]}{\mathcal{L}[Entrada]} \Big|_0 = \frac{Y(s)}{X(s)} \quad (3)$$

Onde:

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{b_0s^m + b_1s^{m-1} + \dots + b_{m-1}s + b_m}{a_0s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_{n-1}s + a_n} \quad (4)$$

1.6.3 Espaço de estado

Na representação em espaço de estado, utilizam-se: variáveis de entrada, saída e de estado. Apesar de ser possível representar um sistema com diferentes formas de espaço de estado, a quantidade de variáveis de estado é fixa (OGATA, 2010).

A representação reduzida das equações de estado de um sistema genérico com múltiplas entradas e múltiplas saídas em função do tempo (t) é apresentada nas equações (5) e (6):

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad (5)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad (6)$$

Onde: $\dot{\mathbf{x}}$ consiste na derivada do vetor de estado (\mathbf{x}) em relação ao tempo, \mathbf{y} o vetor de saída e \mathbf{u} o vetor de entrada. As equações podem ser linearizadas sobre o estado operacional e assim obter a equação de estado linearizada e a equação de saída (OGATA, 2010).

Essa representação é apresentada nas equações (7) e (8):

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) \quad (7)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}(t)\mathbf{u}(t) \quad (8)$$

Em que: \mathbf{A} é a matriz do sistema, \mathbf{B} é a matriz de entrada, \mathbf{C} é a matriz de saída e \mathbf{D} é a matriz de transmissão direta (OGATA, 2010).

1.6.4 Resposta de um sistema de controle

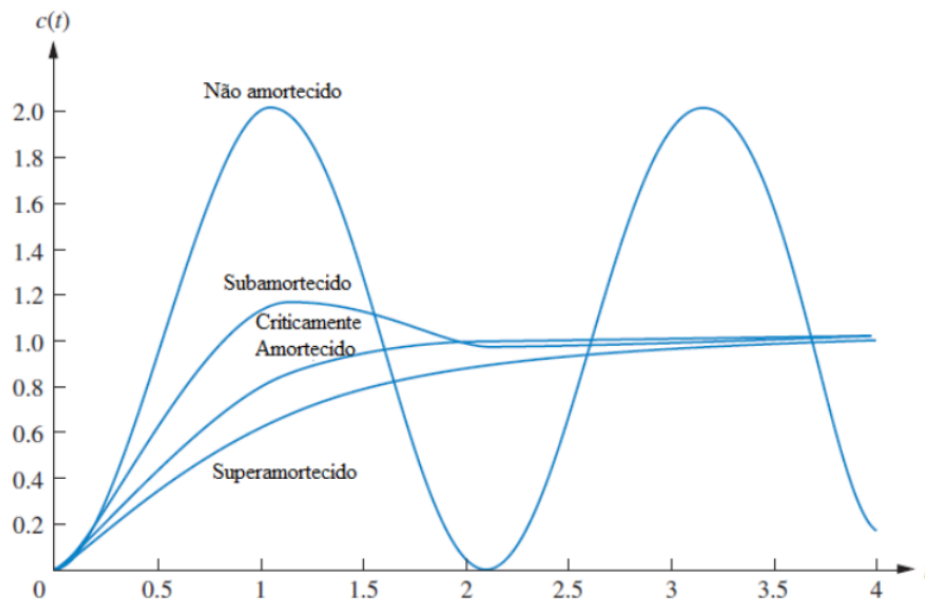
A performance de um sistema de controle deve ser avaliada a partir de sinais que serão mais comuns na entrada, como as funções: degrau, rampa, impulso, aceleração, senoidal e ruído branco. A resposta será composta pela parte que começa do estado inicial e permanece até o estado final, e pela parte estacionária que consiste no comportamento do sistema na medida em que o tempo tende ao infinito (OGATA, 2010).

Tipicamente, utiliza-se a função do tipo degrau unitário para avaliar a performance de um sistema de segundo grau. Essa resposta pode ser classificada como:

- a) Superamortecida;
- b) Subamortecida;
- c) Não amortecida;
- d) Criticamente amortecida.

A Figura 21 apresenta uma representação gráfica em função do tempo para cada um dos tipos de resposta.

Figura 21 – Respostas típicas de um sistema de segunda ordem a uma entrada do tipo degrau unitário



Fonte: Adaptado (OGATA, 2010)

1.7 Estabilidade Dinâmica de Aeronaves

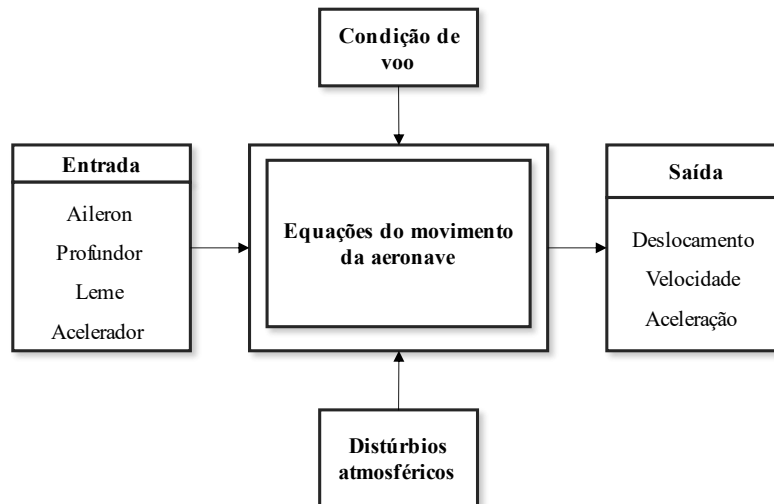
A estabilidade dinâmica consiste na tendência natural da aeronave em amortecer as amplitudes de um movimento oscilatório decorrente de uma perturbação, levando-as a valores nulos ou a um novo estado estacionário após o término da perturbação. Essa tendência natural desejada sob condições dinâmicas perturbadas é formulada através de critérios de estabilidade dinâmica que categorizam os movimentos oscilatórios como estáveis, neutramente estáveis ou instáveis (ROSKAN, 2011).

1.7.1 Princípios da dinâmica de voo

A dinâmica de voo moderna integra a estrutura física da aeronave a um sistema de controle que é composto por sensores de movimento, computadores, atuadores e outros elementos de hardware, resultando em sistema unificado dependente da teoria de controle. Essa integração almeja garantir estabilidade e controlabilidade em diferentes condições de voo, resultando em um sistema descrito por funções aerodinâmicas de transferência que descrevem a dinâmica da aeronave e estabelecem uma relação entre o controle e a resposta, dependendo da condição de voo, a qual pode estar sujeitas às perturbações atmosféricas (COOK, 2013).

A Figura 22 apresenta as relações controle-resposta básicas.

Figura 22 – Relações básicas de entrada e saída nas equações de uma aeronave



Fonte: Adaptado (COOK, 2013)

As equações do movimento consistem no modelo matemático da aeronave, fornecendo uma descrição da resposta (deslocamento, velocidade e aceleração) aos comando do piloto. Modelagens de alta fidelidade reproduzem com precisão a dinâmica da aeronave, porém perdem a visibilidade da relação da resposta final com propriedades físicas da aeronave e com o sistema de controle. Portanto, utilizam-se modelos simplificados que maximizam a visibilidade funcional, evidenciando características dominantes e facilitando a interpretação das qualidades de voo e manuseio, com pouco impacto na fidelidade (COOK, 2013).

As qualidades de voo e manuseio estão relacionadas com as características de estabilidade e controle da aeronave, sendo a estabilidade (COOK, 2013):

- **Estática:** Determina as características de controle de deslocamento e de força para condições de voo nivelado e em manobra;
- **Dinâmica:** Determina a resposta temporal aos comandos e à distúrbios atmosféricos em várias condições de voo.

Após a modelagem matemática, obtém-se as funções de transferência através da transformada de Laplace. As raízes da equação do denominador determinam a característica da estabilidade dinâmica da aeronave, o que envolve a característica da estabilidade dinâmica da

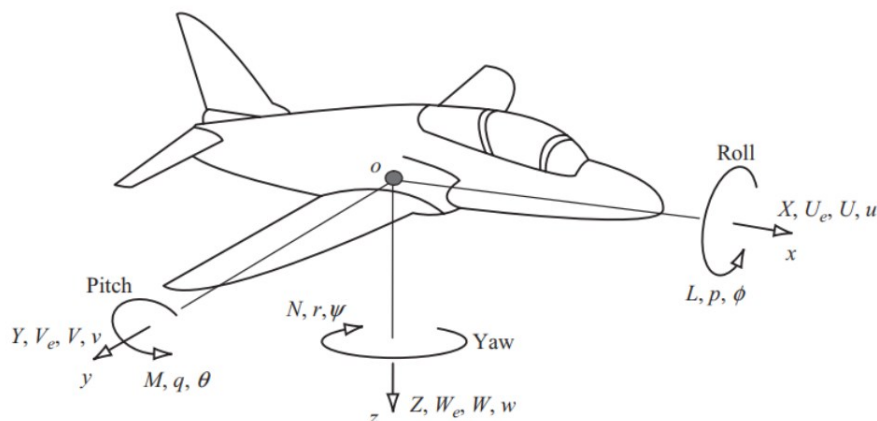
resposta, efeitos devido a condição de voo, como massa, centro de gravidade, inércia e geometria e características aerodinâmicas. Os numeradores afetam a magnitude da resposta da aeronave às entradas das superfícies de controle (ROSKAN, 2011).

1.7.2 Variáveis de perturbação

Tipicamente, o movimento da aeronave é descrito em termos de forças, momentos, velocidades angulares e lineares e atitude decomposta em componentes em relação ao eixo de corpo da aeronave. Supõe-se, então, que a aeronave está em voo retilíneo, mas não nivelada, onde o ângulo de incidência é α_e , a velocidade constante V_0 é decomposta em U_e, V_e, W_e (COOK, 2013).

A Figura 23 apresenta a decomposição de velocidades e das variáveis de perturbação da aeronave.

Figura 23 – Decomposição de velocidades e das variáveis de perturbação em uma aeronave



Fonte: (COOK, 2013)

Um voo não acelerado retilíneo descreve um estado em que a aeronave está em equilíbrio com as forças e os momentos atuantes balanceados e nulos, sendo usualmente referido como equilíbrio trimado. Quando a aeronave sofre uma perturbação externa ou interna, o movimento transiente é quantificado em termos de variáveis de perturbação (COOK, 2013).

A Tabela 3 apresenta as variáveis que descrevem a condição de perturbação e de equilíbrio trimado.

Tabela 3 – Variáveis de condições de perturbação e de equilíbrio trimado

	Equilíbrio trimado			Perturbado		
	ox	oy	oz	ox	oy	oz
Eixo de referência	ox	oy	oz	ox	oy	oz
Força	0	0	0	X	Y	Z
Momento	0	0	0	L	M	N
Velocidade Linear	U_e	V_e	W_e	U	V	W
Velocidade Angular	0	0	0	p	q	r
Atitude	0	θ_e	0	ϕ	θ	ψ

Fonte: Adaptado (COOK, 2013)

1.7.3 Equações do movimento na forma generalizada

Na forma simplificada, as equações do movimento descrevem o movimento sujeito à pequenas perturbações sob a condição de voo reto nivelado, desconsiderando efeitos aeroelásticos, de perturbações atmosféricas e do sistema de controle. Consequentemente, viabilizam uma solução analítica e o estabelecimento de uma relação entre as qualidades de voo e de manuseio com os parâmetros quantificáveis de estabilidade e controle, dependentes das características aerodinâmicas (COOK, 2013).

As equações incorporam descrições aerodinâmicas na forma de derivadas aerodinâmicas de estabilidade e controle que devem possuir valores compatíveis com as restrições aplicadas no modelo. Em uma modelagem simplificada, as características aerodinâmicas podem ser aproximadas pela linearização dentro da condição escolhida. Essas aproximações são satisfatórias para aeronaves comerciais e VANT's, desde que as limitações do modelo sejam reconhecidas desde o início (COOK, 2013).

A Tabela 4 apresenta as contribuições e suposições de diferentes componentes físicas aplicadas nas equações do movimento da aeronave.

Tabela 4 – Contribuições e suposições de diferentes componentes físicas aplicadas na modelagem

Componente	Descrição	Suposição
Aceleração Inercial	Aplicação de componentes de uma força externa que atua na aeronave em movimento em relação à uma referência externa	Corpo rígido
Forças	Movimento do centro de gravidade após um incremento de massa	Centro de gravidade na origem do sistema de eixos da aeronave
Momentos	Produzidos pelas forças atuantes	Aeronave simétrica, massa uniformemente distribuída e eixos de corpo alinhados aos principais eixos de inércia
Momentos e forças de perturbação	Termos relacionados a perturbação e distúrbios	Devido à efeitos: aerodinâmicos, gravitacionais, movimento de superfícies de controle, tração e distúrbios atmosféricos

Fonte: Adaptado (COOK, 2013)

As equações obtidas através das contribuições e suposições do modelo, descrevem o movimento generalizado da aeronave, desconsiderando a amplitude do movimento, porém não são lineares e a resolução analítica pode ser complexa (COOK, 2013).

As equações 9 a 14 representam a modelagem generalizada.

$$m(\dot{U} - rV + qW) = X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \quad (9)$$

$$m(\dot{V} - pW + rU) = Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \quad (10)$$

$$m(\dot{W} - qU + pV) = Z_a + Z_g + Z_c + Z_p + Z_d \quad (11)$$

$$I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = L_a + L_g + L_c + L_p + L_d \quad (12)$$

$$I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) = M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \quad (13)$$

$$I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq - I_{xz}(qr - \dot{p}) = N_a + N_g + N_c + N_p + N_d \quad (14)$$

1.7.4 Linearização das equações do movimento

A linearização viabiliza a resolução analítica a partir da restrição do movimento da aeronave à pequenas perturbações em torno da condição de trimagem e as seguintes considerações devem ser feitas (COOK, 2013):

- Condição de voo retilíneo trimado;
- Ângulos de derrapagem, rolamento e guinada nulos;
- Plano de simetria oxz da aeronave vertical em relação ao referencial terrestre;
- Termos de velocidade angular nulos;
- Atmosfera sem perturbações;
- Produtos e quadrados das velocidades de perturbações lineares e angulares negligenciáveis.

A Tabela 5 apresenta outras suposições que simplificam ainda mais as equações.

Tabela 5 – Suposições aplicadas às equações generalizadas do movimento da aeronave

Termos	Suposição	Decorrencia
Gravitacionais	Centro de gravidade na origem do sistema de eixos da aeronave	Componentes da gravidade tornam-se nulas em outros eixos
Aerodinâmicos +	Forças e momentos aerodinâmicos dependem apenas das variáveis de movimento perturbado e de suas derivadas	Substituição das forças e momentos por derivadas
Controle Aerodinâmico		
Tração	Afeta as componentes de força de momento atuantes na aeronave	
Perturbação	Voo reto e nivelado	Nulos

Fonte: Adaptado (COOK, 2013)

As equações de 15 a 20 resultam das simplificações e descrevem o movimento da aeronave sob pequenas perturbações em relação ao eixo de corpo, possibilitando analisar a resposta transiente da aeronave sob a condição de voo trimado (COOK, 2013):

$$\begin{aligned}
m\dot{u} - \dot{X}_u u - \dot{X}_v v - \dot{X}_w \dot{w} - \dot{X}_w w - \dot{X}_p p - (\dot{X}_q - mW_e) q - \dot{X}_r r \\
+ mg\theta \cos(\theta_e) = \dot{X}_\xi \xi + \dot{X}_\eta \eta + \dot{X}_\zeta \zeta + \dot{X}_\tau \tau
\end{aligned} \tag{15}$$

$$\begin{aligned}
\dot{Y}_u u + m\dot{v} - \dot{Y}_v v - \dot{Y}_w \dot{w} - \dot{Y}_w w - (\dot{Y}_p + mW_e) p - \dot{Y}_q q - (\dot{Y}_r - mU_e) r \\
- mg\phi \cos(\theta_e) - mg\psi \cos(\theta_e) = \dot{Y}_\xi \xi + \dot{Y}_\eta \eta + \dot{Y}_\zeta \zeta + \dot{Y}_\tau \tau
\end{aligned} \tag{16}$$

$$\begin{aligned}
-\dot{Z}_u u - \dot{Z}_v v - (m - \dot{Z}_w) \dot{w} - \dot{Z}_w w - \dot{Z}_p p - (\dot{Z}_q + mU_e) q - \dot{Z}_r r \\
+ mg\theta \sin(\theta_e) = \dot{Z}_\xi \xi + \dot{Z}_\eta \eta + \dot{Z}_\zeta \zeta + \dot{Z}_\tau \tau
\end{aligned} \tag{17}$$

$$\begin{aligned}
-\dot{L}_u u - \dot{L}_v v - \dot{L}_w \dot{w} - L_w w + I_x \dot{p} - \dot{L}_p p - \dot{L}_q q - I_{xz} \dot{r} - \dot{L}_r r \\
= \dot{L}_\xi \xi + \dot{L}_\eta \eta + \dot{L}_\zeta \zeta + \dot{L}_\tau \tau
\end{aligned} \tag{18}$$

$$\begin{aligned}
-\dot{M}_u u - \dot{M}_v v - \dot{M}_w \dot{w} - M_w w - \dot{M}_p p + I_y \dot{q} - \dot{M}_q q - \dot{M}_r r \\
= \dot{M}_\xi \xi + \dot{M}_\eta \eta + \dot{M}_\zeta \zeta + \dot{M}_\tau \tau
\end{aligned} \tag{19}$$

$$\begin{aligned}
-\dot{N}_u u - \dot{N}_v v - \dot{N}_w \dot{w} - N_w w + I_{xz} \dot{p} - \dot{N}_p p - \dot{N}_q q + I_z \dot{r} - \dot{N}_r r \\
= \dot{N}_\xi \xi + \dot{N}_\eta \eta + \dot{N}_\zeta \zeta + \dot{N}_\tau \tau
\end{aligned} \tag{20}$$

Essas equações desenvolvidas compreendem as seis equações diferenciais lineares que descrevem um movimento longitudinal-lateral acoplado, porém a restrição à pequenas perturbações viabiliza o desacoplamento, simplificando ainda mais o modelo (COOK, 2013).

1.7.5 Equações longitudinais desacopladas

As equações longitudinais desacopladas desconsideram as variáveis e derivadas de movimento v, p, r e derivadas de entradas referentes às deflexões do leme (ζ) e do aileron (ξ).

1.7.5.1 Forma Geral

As equações de 21 a 23 consistem, respectivamente, nas equações longitudinais dimensionais de força axial, força normal e momento de arfagem, conforme (COOK, 2013).

$$m\ddot{u} - \dot{X}_u \dot{u} - \dot{X}_w \dot{w} - \dot{X}_w \dot{w} - (\dot{X}_q - mW_e)q + mg\theta \cos(\theta_e) = \dot{X}_\eta \eta + \dot{X}_\tau \tau \quad (21)$$

$$-\dot{Z}_u \dot{u} + (m - \dot{Z}_w) \dot{w} - \dot{Z}_w \dot{w} - (\dot{Z}_q + mU_e)q + mg\theta \sin(\theta_e) = \dot{Z}_\eta \eta + \dot{Z}_\tau \tau \quad (22)$$

$$-\dot{M}_u \dot{u} - \dot{M}_w \dot{w} - \dot{M}_w \dot{w} + I_y \dot{q} - \dot{M}_q q = \dot{M}_\eta \eta + \dot{M}_\tau \tau \quad (23)$$

1.7.5.2 Espaço de Estado

Reescrevendo as equações com os termos de aceleração a esquerda, pode-se escrevê-las na forma matricial, conforme a demonstração abaixo:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}'\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}'\mathbf{u}(t) \quad (24)$$

Onde:

$$\mathbf{x}^T(t) = [u \ w \ q \ \theta] \quad \mathbf{u}^T(t) = [\eta \ \tau] \quad (25)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & -\dot{X}_w & 0 & 0 \\ 0 & (m - \dot{Z}_w) & 0 & 0 \\ 0 & -\dot{M}_w & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\mathbf{A}' = \begin{bmatrix} \dot{X}_u & \dot{X}_w & (\dot{X}_q - mW_e) & -mg\cos\theta_e \\ \dot{Z}_u & \dot{Z}_w & (\dot{Z}_q + mU_e) & -mg\sin\theta_e \\ \dot{M}_u & \dot{M}_w & \dot{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{B}' = \begin{bmatrix} \dot{X}_\eta & \dot{X}_\tau \\ \dot{Z}_\eta & \dot{Z}_\tau \\ \dot{M}_\eta & \dot{M}_\tau \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

As equações de estado são obtidas a partir atribuição de dimensão para as derivadas e pela multiplicação da equação 24 pela matriz de massa \mathbf{M} e a equação de saída é dada na equação 28.

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{I}\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (28)$$

1.7.6 Equações latero-direcionais desacopladas

As equações latero-direcionais consideram as variáveis e derivadas de movimento u, w, q e derivadas de entradas relacionadas à deflexão do profundor (η) e à tração (τ) nulas.

1.7.6.1 Forma geral

As equações de 29 a 31 consistem, respectivamente, nas equações latero-direcionais dimensionais de força lateral, momento de rolamento e momento de guinada, conforme (COOK, 2013):

$$m\dot{v} - \dot{Y}_v v - (\dot{Y}_p + mW_e)p - (\dot{Y}_r - mU_e)r - mg\phi \cos(\theta_e) - mg\psi \sin(\theta_e) \quad (29)$$

$$= \dot{Y}_\xi \xi + \dot{Y}_\zeta \zeta$$

$$-\dot{L}_v v + I_x \dot{p} - \dot{L}_p p - I_{xz} \dot{r} - \dot{L}_r r = \dot{L}_\xi \xi + \dot{L}_\zeta \zeta \quad (30)$$

$$-\dot{N}_v v + I_{xz} \dot{p} - \dot{N}_p p + I_z \dot{r} - \dot{N}_r r = \dot{N}_\xi \xi + \dot{N}_\zeta \zeta \quad (31)$$

1.7.6.2 Espaço de estado

Obtém-se as equações latero-direcionais no formato matricial de forma análoga às longitudinais, conforme a demonstração abaixo:

$$\mathbf{x}^T(t) = [v \ p \ r \ \phi \ \psi] \mathbf{u}^T(t) = [\xi \ \zeta] \quad (32)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_x & -I_{xz} & 0 & 0 \\ 0 & -I_{xz} & I_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\mathbf{A}' = \begin{bmatrix} \dot{Y}_v & (\dot{Y}_p + mW_e) & (\dot{Y}_r - mU_e) & mg\phi \cos(\theta_e) & mg\psi \sin(\theta_e) \\ \dot{L}_v & \dot{L}_p & \dot{L}_r & 0 & 0 \\ \dot{N}_v & \dot{N}_p & \dot{N}_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\mathbf{B}' = \begin{bmatrix} \dot{Y}_\xi & \dot{Y}_\zeta \\ \dot{L}_\xi & \dot{L}_\zeta \\ \dot{N}_\xi & \dot{N}_\zeta \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (35)$$

A equação de saída é dada por:

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{I}\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} \quad (36)$$

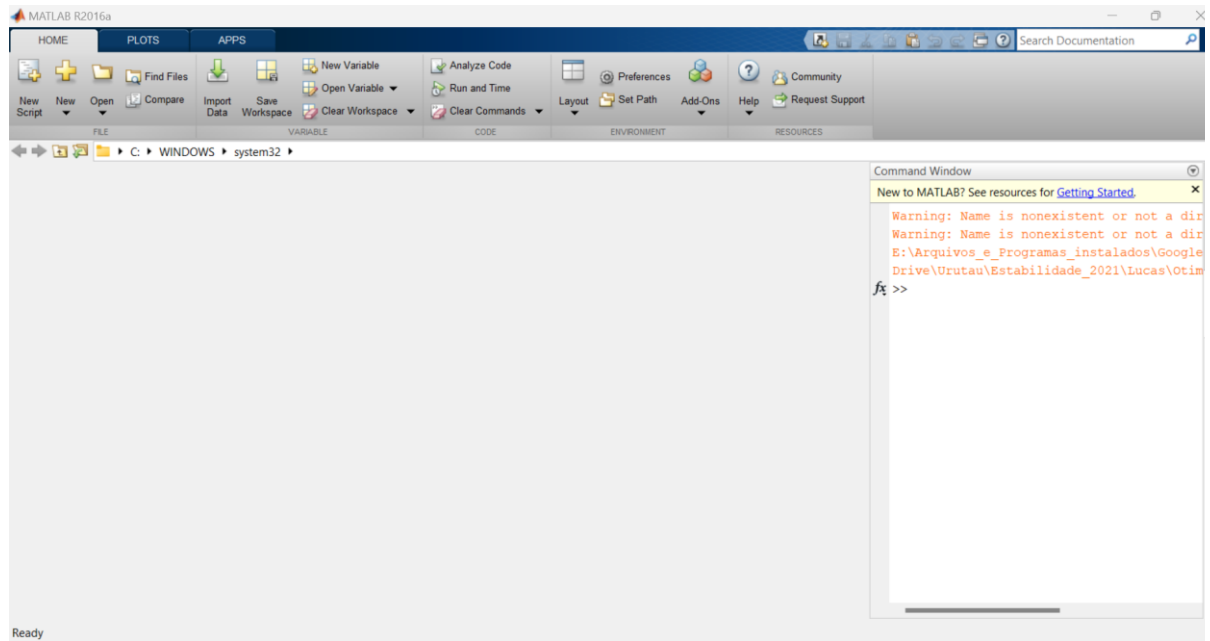
1.8 Matlab

O Matlab consiste em um *software* com um ambiente interativo em que uma *array* é o elemento básico de dados que não requer dimensionamento, portanto muitos problemas técnicos de computação que requerem dimensionamentos de matrizes e vetores são resolvidos com uma fração de tempo reduzida, ao contrário de uma linguagem escalar não interativa, como *C* ou *Fortran* (MATHWORKS, 2005).

Ao longo dos anos, o Matlab cresceu em ambientes universitários como uma ferramenta auxiliar educacional para cursos de matemática, engenharia e ciências, enquanto na indústria é utilizado como ferramenta de pesquisa, desenvolvimento e análise de alta produtividade. Muitas bibliografias destinadas às matérias de sistemas de controle moderno, automático ou de automação utilizam o Matlab como ferramenta para formulação de sistemas de controle e resolução de exemplos para incentivar estudantes no desenvolvimento de projetos particulares (MATHWORKS, 2005).

A tela de início do Matlab é mostrada na Figura 24.

Figura 24 – Tela de início do Matlab



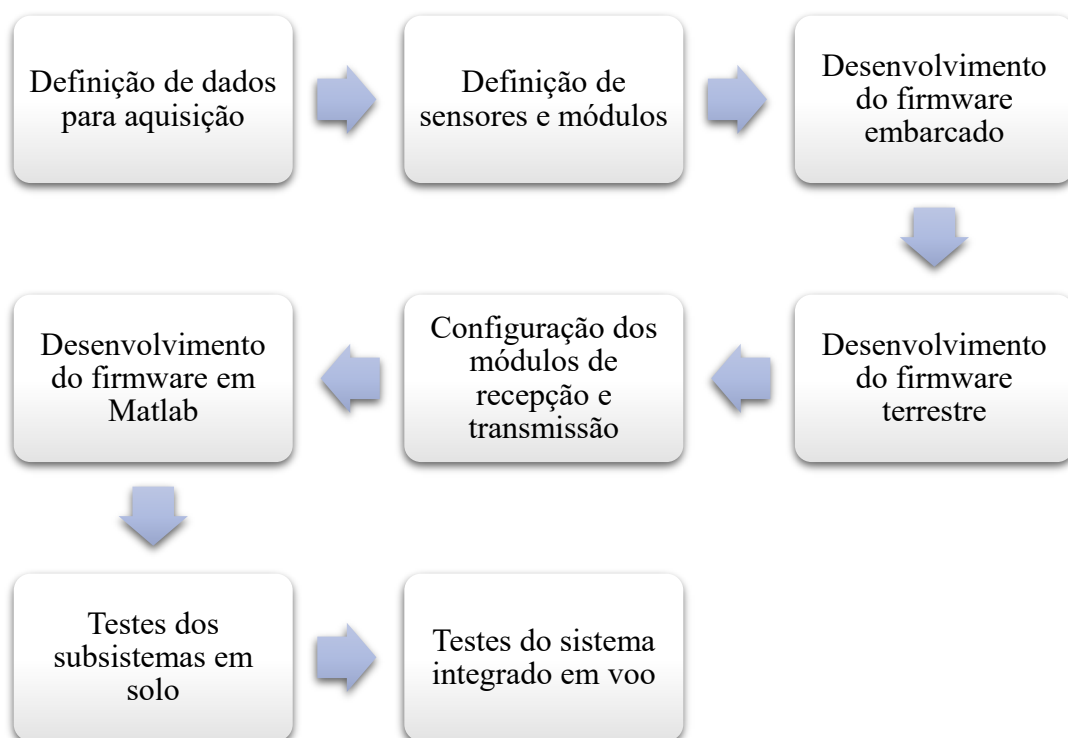
Fonte: Autor

2 METODOLOGIA

A seguir são abordados os aspectos metodológicos do trabalho realizado, apresentando-se os procedimentos necessários para desenvolver um sistema que viabilize o monitoramento da resposta dinâmica em solo de um VANT de asa fixa em voo subsônico à comandos do piloto a partir de dados adquiridos em tempo real por um sistema embarcado e transmitidos para um sistema terrestre monitorado por um operador no *software* Matlab, a fim de viabilizar a validação dos modelos matemáticos desenvolvidos durante a etapa de preliminar do projeto para a aeronave em voo.

A Figura 25 apresenta as etapas das atividades realizadas neste trabalho.

Figura 25 – Fluxo de trabalho das etapas do projeto



Fonte: O Autor

2.1 Ambiente de Desenvolvimento

O hardware utilizado nesta pesquisa tem a seguinte configuração: Processador Intel(R) Core (TM) i7-9750H CPU @ 2.60GHz 2.59 GHz; RAM 16,0 GB; Sistema operacional de 64 bits, Sistema Operacional Windows 11 Pro, Software Matlab Versão R2023a.

2.2 Especificações de *Hardware*

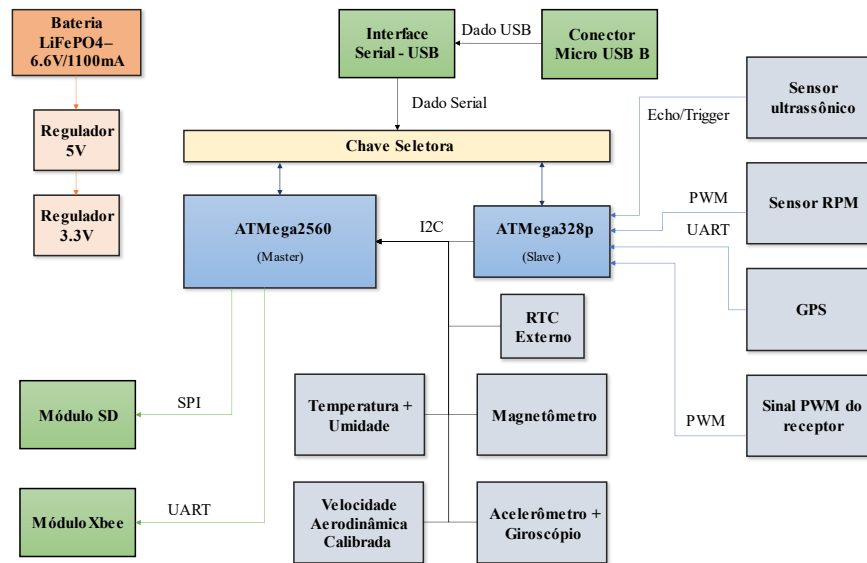
Os *hardwares* utilizados consistem numa placa de circuito impresso (PCI) denominada Sistema de Aquisição de Dados (DAS), que deve estar embarcado dentro da aeronave, e numa plataforma Arduino Mega, chamada DAS Base. O DAS Embarcado é responsável pela aquisição, gravação e transmissão de dados da aeronave em voo, enquanto o DAS Base recebe os dados em solo e os envia para o computador. Esse sistema vem sendo desenvolvido pelo grupo desde 2017, visando atender aos requisitos delimitados no regulamento da SAE Brasil Aerodesign (URUTAU, 2023).

2.2.1 DAS Embarcado

O DAS embarcado utiliza o conceito *System on Module* (SoM) de um cartucho externo para microcontroladores associado a uma placa base para que a troca do *hardware* do controlador ou da placa base fosse realizado com maior facilidade, visando versatilidade (URUTAU, 2023). O microcontrolador principal consiste no ATmega2560 e o secundário no ATmega328p, ambos são utilizados em plataformas comerciais Arduino.

A Figura 26 apresenta a arquitetura de *hardware* do DAS embarcado utilizado pelo grupo.

Figura 26 – Arquitetura de *hardware* do DAS embarcado na aeronave



Fonte: (URUTAU, 2023)

A Tabela 6 apresenta as especificações técnicas dos microcontroladores presentes no DAS embarcado.

Tabela 6 – Especificações técnicas dos microcontroladores ATmega2560 e ATmega328p

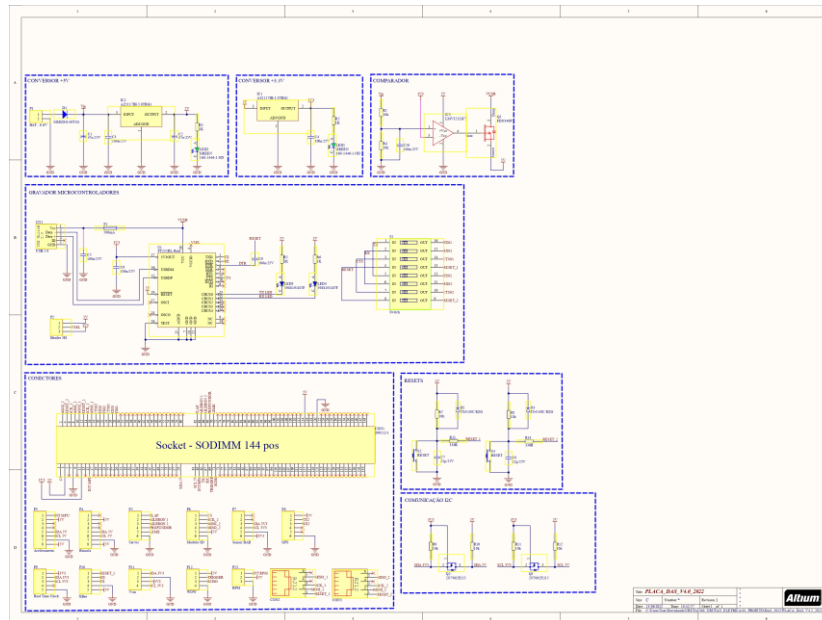
Especificação	ATmega2560	ATmega328p
CPU		AVR 8-bit
Arquitetura		HARVARD
Frequência [MHz]		8 - 16
EEPROM [kB]	4	1
SRAM [kB]	8	2
FLASH [kB]	256	32
Nº GPIO's	86	23
Nº de canais ADC (10 bits)	16	6
Nº de barramentos I ² C	1	1

Nº de barramentos USART's Serial	4	1
Nº de canais PWM (16 bits)	12	6
Nº de barramentos SPI	1	1
Tensão de operação (16MHz)	4.5V - 5.5V	2.7V - 5.5V

Fonte: (ATMEL, 2014; ATMEL, 2015)

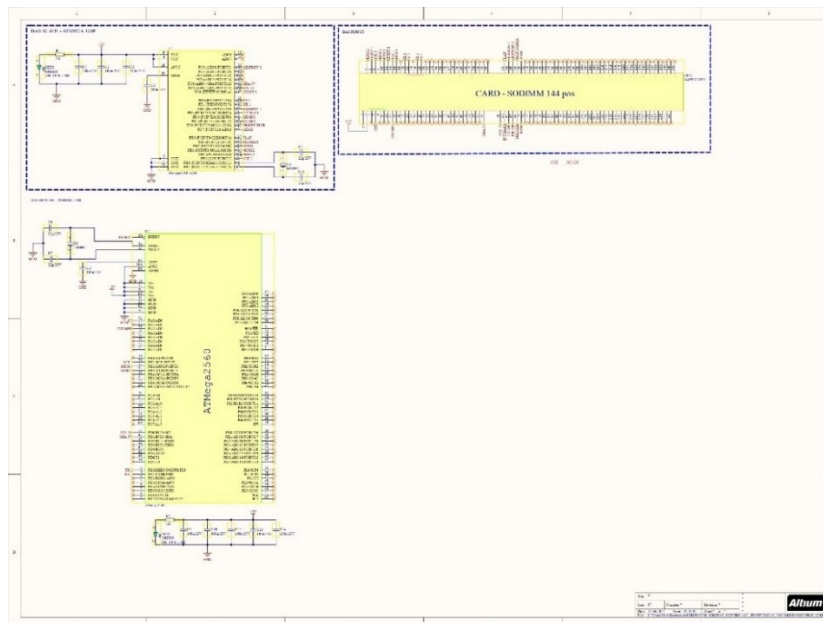
As Figuras 27 e 28 apresentam, respectivamente, os esquemas elétricos da placa base e do cartucho que compõe o DAS embarcado.

Figura 27 – Esquema elétrico da placa base



Fonte: O Autor

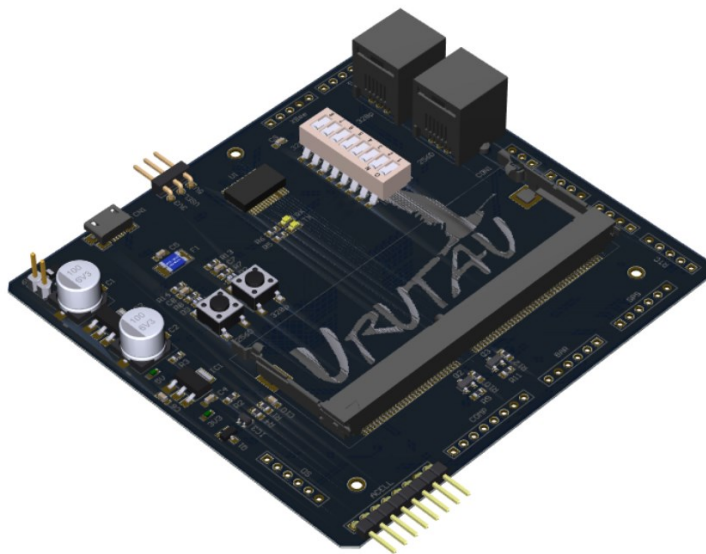
Figura 28 – Esquema elétrico do cartucho



Fonte: O Autor

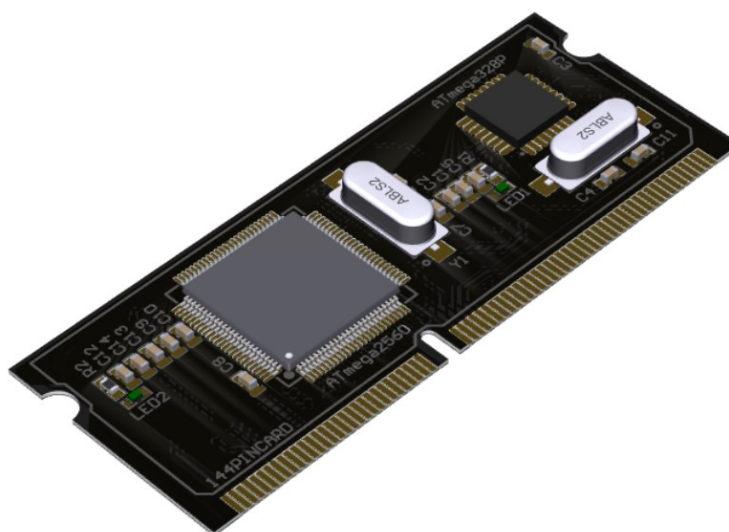
Por fim, as Figuras 29 e 30 apresentam a PCI da placa base e da placa externa.

Figura 29 – Placa base do DAS embarcado



Fonte: O Autor

Figura 30 – Placa externa DAS embarcado



Fonte: O Autor

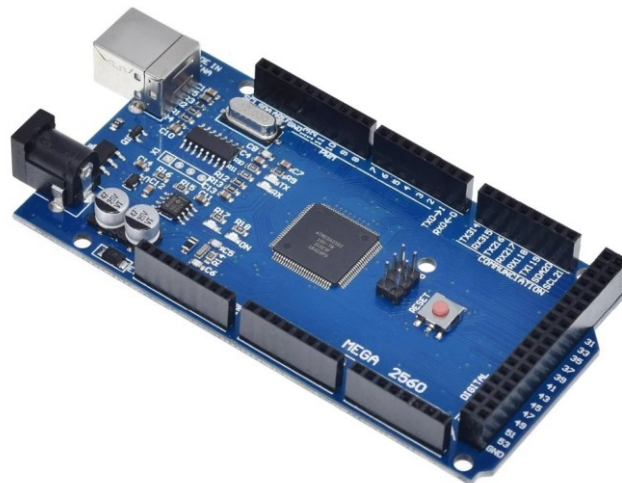
O módulo de gravação *Secure Digital* (SD) encontra-se na parte inferior da placa.

2.2.2 DAS Base

O DAS Base é composto pela plataforma Arduino Mega em conjunto de um XBee S3B PRO responsável pela recepção dos dados transmitidos. O microcontrolador desta plataforma consiste no ATMega2560, ou seja, o mesmo utilizado no microcontrolador do DAS Embarcado, portanto as especificações técnicas são as mesmas apresentadas na Tabela 6.

A Figura 31 apresenta o Arduino Mega a que compõe o DAS Base.

Figura 31 – Plataforma Arduino Mega



Fonte: O Autor

2.2.3 Definição de dados para aquisição

Os dados que devem ser adquiridos são obtidos a partir de uma inspeção das equações de saída linearizadas desacopladas (25) e (32), a partir delas é possível listar as variáveis que definem: condição de voo, as entradas e as saídas das funções de transferência, conforme a Figura 22.

A Tabela 7 apresenta as variáveis identificadas e seu respectivo significado.

Tabela 7 – Variáveis de saída das funções de transferência longitudinais e latero-direcionais

Longitudinais		Latero-Direcionais	
u	Velocidade Axial	v	Velocidade Lateral
w	Velocidade Normal	p	Taxa de Rolamento
q	Taxa de Arfagem	r	Taxa de Guinada
θ	Ângulo de Atitude	ϕ	Ângulo de Inclinação
		ψ	Ângulo de Guinada

Fonte: O Autor

Dentre as variáveis de saídas apresentadas, apenas a velocidade normal e a velocidade lateral não podem ser obtidas pelo atual DAS embarcado. Durante o voo, a simulação recebe apenas a aplicação dos comandos do piloto como entradas, ou seja, serão as deflexões das superfícies de controle, pois o modelo linearizado desconsidera as entradas provenientes de perturbações atmosféricas.

As variáveis que descrevem a condição de voo são obtidas em solo (posição do centro de gravidade e a massa) e durante o voo (velocidade e densidade), portanto pode-se realizar um voo teste com o objetivo de aquiritar a velocidade que a aeronave atingirá em voo reto e nivelado sob a densidade local.

A Tabela 8 apresenta os três tipos de parâmetros e seus respectivos métodos de obtenção.

Tabela 8 – Parâmetros das equações desacopladas e métodos de aquisição

	Parâmetro	Obtenção
Condição de voo	Posição do centro de gravidade	Medição em solo
	Densidade do ar	Cálculo a partir da temperatura e umidade local
	Massa	Medição em solo
	Velocidade axial	Aquisição por GPS
Entradas	Deflexão das superfícies de controle: aileron, leme e profundor	Leitura do sinal PWM oriundo do receptor e cálculo da deflexão
Saídas	Ângulos: atitude, inclinação, guinada; Taxas: rolamento, guinada e arfagem	Leitura dos dados da IMU


Fonte: O Autor

2.2.4 Sensores e módulos

Os sensores e módulos utilizados já integram o DAS Embarcado do grupo de pesquisa, contemplando a leitura dos parâmetros de entrada e de saída, além das funcionalidades de escrita de dados em um cartão SD e transmissão de dados a uma taxa de 10[Hz]. Também apresenta um módulo de relógio de tempo real (RTC) para a obtenção do horário atual em segundos associada a contagem em décimo de segundo, ou seja, o horário de 14:25:36,3 será contado como 51932,3s.

Na Tabela 9 consta cada um dos módulos e sensores utilizados que foram embarcados na aeronave.

Tabela 9 – Sensores e módulos utilizados

Sensor/ Módulo	Imagem	Parâmetro/ Função	Unidade
GPS - NEO-7M + Antena	 +	Velocidade	<i>m/s</i>
Receptor - Futaba R6014 HS 2.4GHz		Deflexão das superfícies de comando	°
IMU - MPU6050		Atitude, Inclinação e Guinada; Taxas de: arfagem, guinada e rolamento	°/s
Módulo - RTC DS3231		Contagem tempo	s
Módulo - Micro USB		Gravação de dados	X
Módulo – XBee S3B PRO + Antena dipolo 2,1 dB		Transmissão/ Recepção de dados	X
Adaptador – USB XBee		Configuração do XBee	X
Sensor - BME680		Densidade	<i>kg/m³</i>

Fonte: O Autor

2.3 Especificações de *Firmware* do Sistema de Aquisição de Dados

Os *firmwares* responsáveis pela aquisição, transmissão e recepção de dados foram desenvolvidos em linguagem C++ na versão 2.2.1 do Ambiente de Desenvolvimento Integrado (IDE) *open source* do Arduino, sendo baseados no códigos desenvolvidos por JAGER (2018). Os códigos desenvolvidos apresentam as funcionalidades de aquisição, transmissão e armazenamento de dados em tempo real, portanto poucas modificações foram necessárias para a realização deste trabalho. A comunicação entre os microcontroladores e o computador foi definida como serial com uma taxa de 115200 Baud.

Assim como os códigos desenvolvidos, o uso do protocolo Zigbee e seus respectivos módulos de recepção e transmissão baseia-se no trabalho de JAGER (2018) em que o uso do protocolo foi suficiente para as aplicações, portanto trata-se de uma solução legada.

2.3.1 Embarcado

O *firmware* do microcontrolador principal é responsável pelas tarefas de: leitura e processamento dos dados aquisitados pelos sensores que se comunicam via protocolo *Inter-Integrated Circuit* (I²C); requisição dos dados aquisitados pelo microcontrolador auxiliar; contagem do tempo em segundos a partir de um RTC externo para uma taxa de amostragem em 10[Hz]; escrita de dados no cartão SD; e transmissão dos dados binários contidos numa *array* de bytes que são escritos na porta serial conectada a um módulo XBee.

A Tabela 10 apresenta as bibliotecas utilizadas para a implementação do *firmware* do DAS embarcado.

Tabela 10 – Bibliotecas utilizadas para a implementação do *firmware* do DAS embarcado

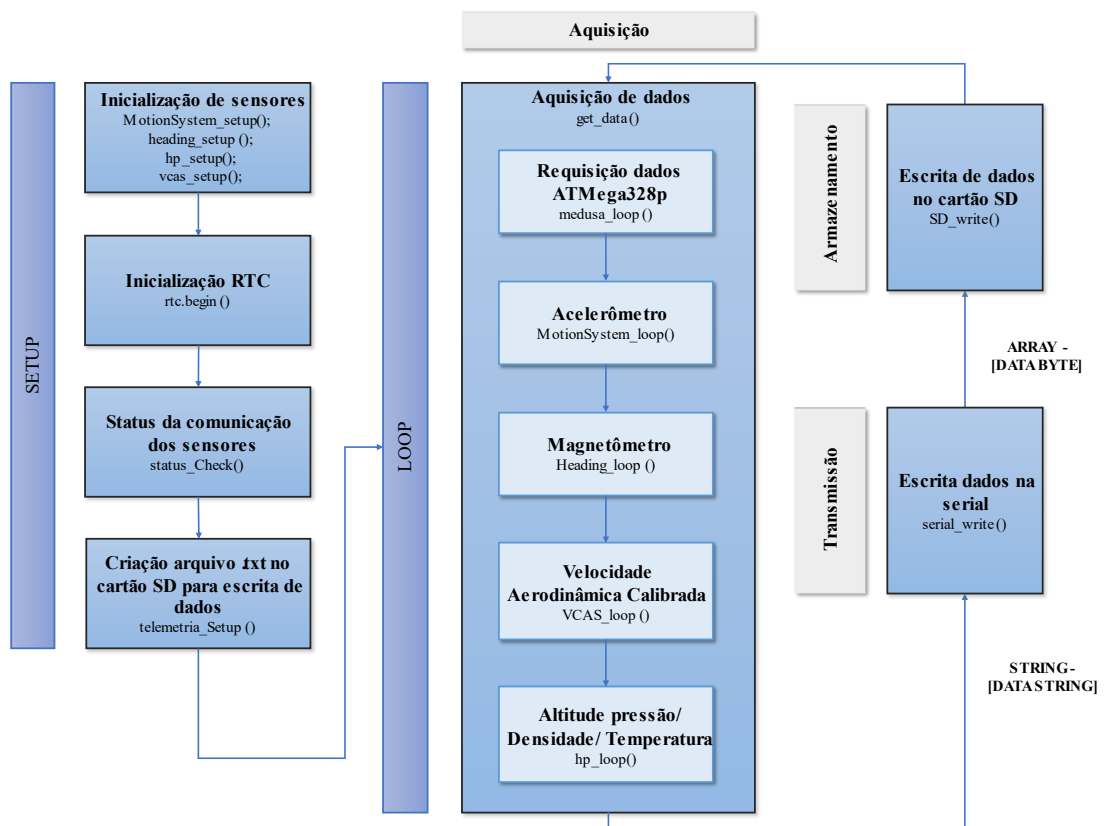
Bibliotecas	Descrição
Wire	Viabiliza a comunicação com dispositivos I ² C /TWI.
Avr/wdt	Executa da função <i>Watchdog</i> do microcontrolador.
RTCLib	Viabiliza o uso de um RTC externo.
DS3231	Abstrai a funcionalidade de leitura, configuração e alarmes para o RTC DS3231.

I ² Cdev	Fornecer classes simples e intuitivas para a comunicação entre múltiplos dispositivos I ² C.
MPU6050_6Axis_MotionApps20	Apresenta classes I ² C para o MPU6050 trabalhar com 6 graus de liberdade associado à biblioteca dev.
SD	Leitura e escrita em cartões SD.
SPI	Comunicação com dispositivos SPI sendo o Arduino o dispositivo de controle.
SdFat	Implementação dos sistemas de arquivos FAT16 e FAT32 nos cartões de memória flash SD.
BME680	Permite a leitura de dados do sensor BME680 via I ² C e SPI.

Fonte: O Autor

A Figura 32 apresenta o diagrama da rotina do *firmware* implementado no microcontrolador principal.

Figura 32 – Rotina do microcontrolador principal



Fonte: O Autor

O microcontrolador auxiliar lê dados de sensores que não se comunicam via protocolo I²C, enviando-os ao microcontrolador principal, conforme as requisições que fazem parte da rotina de leitura. Após o término da rotina de leitura, o microcontrolador principal escreve os dados no cartão SD separados por tabulação e realiza uma codificação dos dados, convertendo-os em valores binários que possam ser enviados em pacotes pelo módulo XBee embarcado.

A Tabela 11 apresenta as bibliotecas utilizadas para a implementação do *firmware* do microcontrolador auxiliar.

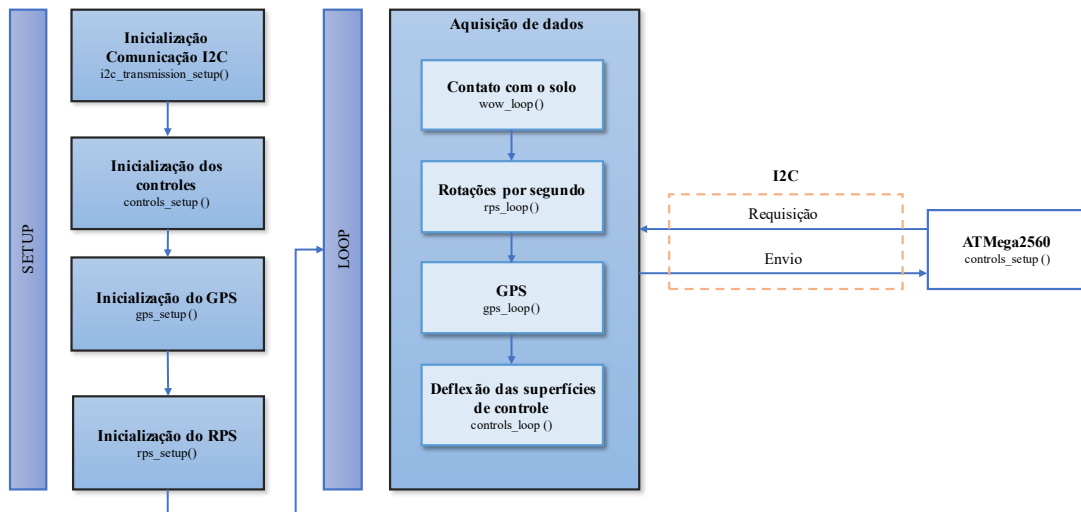
Tabela 11 – Bibliotecas utilizadas para a implementação do *firmware* do microcontrolador auxiliar

Bibliotecas	Descrição
NeoSWSerial	Viabiliza comunicação serial através de outros pinos do microcontrolador
TinyGPS++	Apresenta métodos para extrair posição, tempo, altitude, velocidade e curso de dispositivos GPS
NewPing	Permite comunicar com sensores ultrassônicos.
EnableInterrupt	Permite atribuir um interrupção aos pinos do microcontrolador.
Wire	Viabiliza a comunicação com dispositivos I ² C/TWI.

Fonte: O Autor

A Figura 33 apresenta o diagrama da rotina do *firmware* implementado no microcontrolador auxiliar.

Figura 33 – Rotina do microcontrolador auxiliar



Fonte: O Autor

Os pacotes consistem numa *array* de bytes em que os três primeiros bytes são definidos em 255, seguidos dos bytes dos dados aquisitados. Cada dado armazenado em variáveis do tipo flutuante (*double*, *float* ou *long double*) deve ser convertido num tipo inteiro que corresponde a sua magnitude, podendo variar de 8 a 32 bits, pois os microcontroladores não apresentam unidade de ponto flutuante, e posteriormente adicionados na *array*. Após a leitura e conversão, os dados são incrementados na *array* e escritos na porta serial RX0 conectada a porta DIN do XBee embarcado que transmite os dados recebidos.

2.3.2 Terrestre

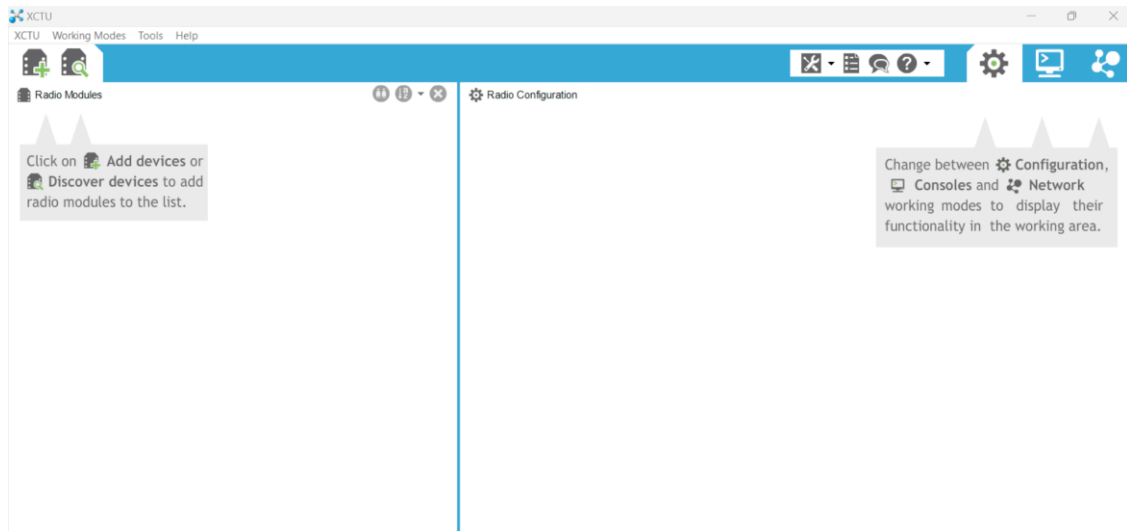
O *firmware* terrestre também foi desenvolvido em linguagem C++ na IDE do Arduino, mas consiste apenas numa rotina de decodificação dos dados que são recebidos pelo módulo XBee conectado à plataforma Arduino Mega.

2.4 Configuração dos Módulos XBee de Transmissão e Recepção de Dados

A configuração de ambos os módulos XBee é feita através da aplicação multiplataforma *open source* XCTU.

A Figura 34 apresenta a tela inicial da aplicação.

Figura 34 – Tela inicial do XCTU

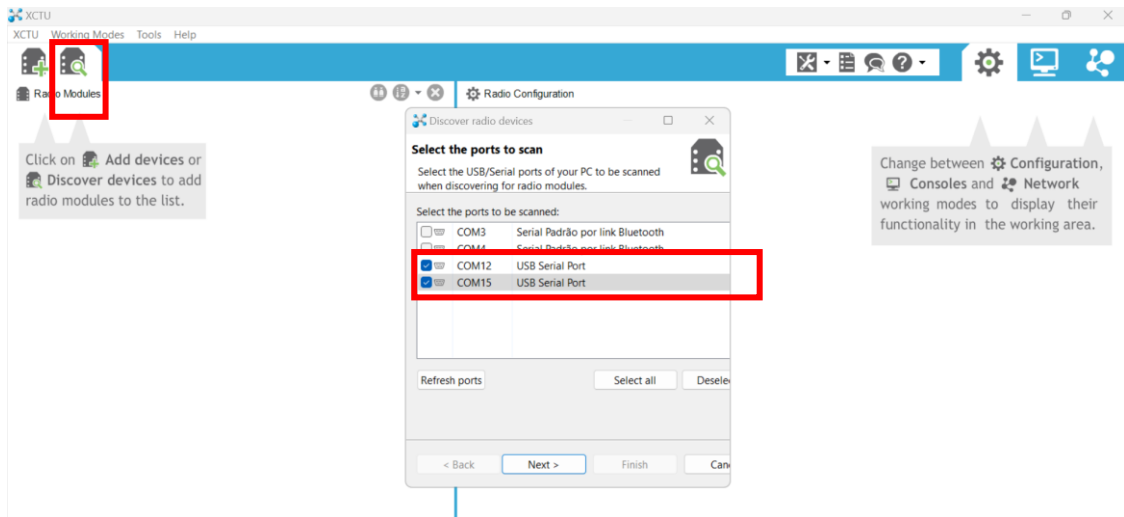


Fonte: O Autor

Para que os módulos sejam configurados, conecta-se o adaptador USB que viabiliza a comunicação do XBee através de um cabo Mini-USB ao computador. Após a conexão, é possível identificar e selecionar os dispositivos XBee conectados às duas portas COM arbitrárias do computador através da opção *Discover Devices*.

A Figura 35 apresenta o procedimento de localização de dispositivos XBee.

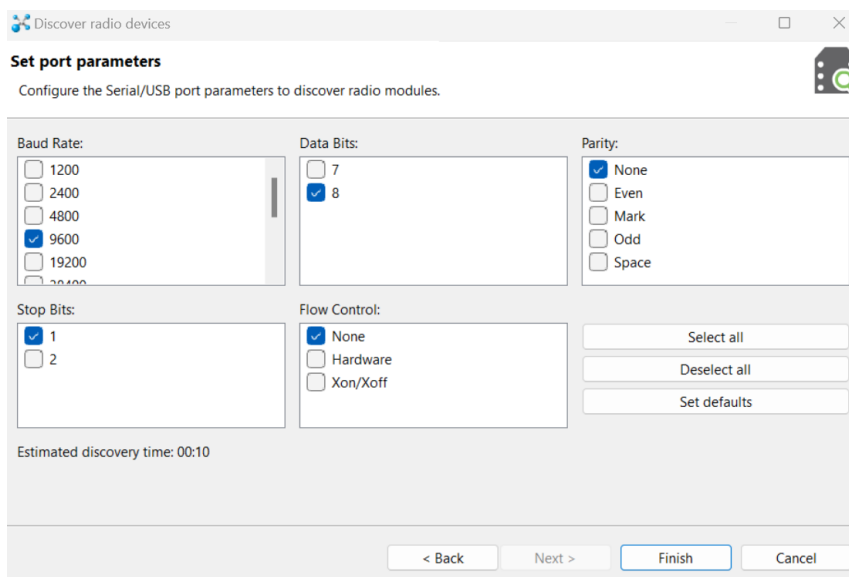
Figura 35 – Localização de dispositivos XBee conectados no computador através do *software* XCTU



Fonte: O Autor

Em seguida, configura-se os parâmetros das portas USB/Seria. A configuração dada pelo *software* é suficiente para a configuração de comunicação entre os dispositivos XBee, conforme a Figura 36.

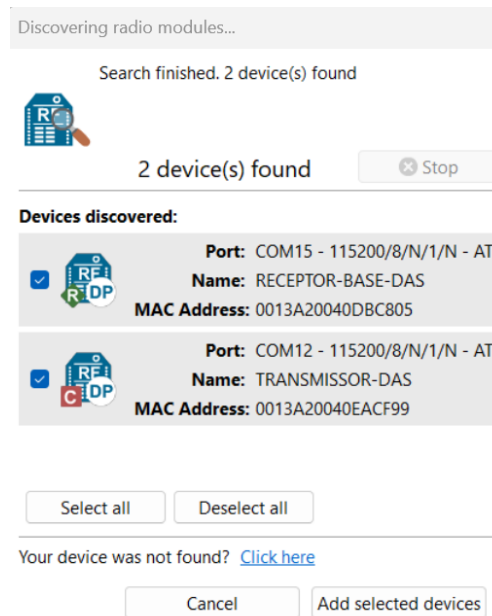
Figura 36 – Configuração dos parâmetros das portas USB/Seria do XBee



Fonte: O Autor

Após a configuração das portas ocorre a etapa de procura e descoberta dos dispositivos de rádio conectados, conforme a Figura 37.

Figura 37 – Procura e descoberta de dispositivos XBee conectados

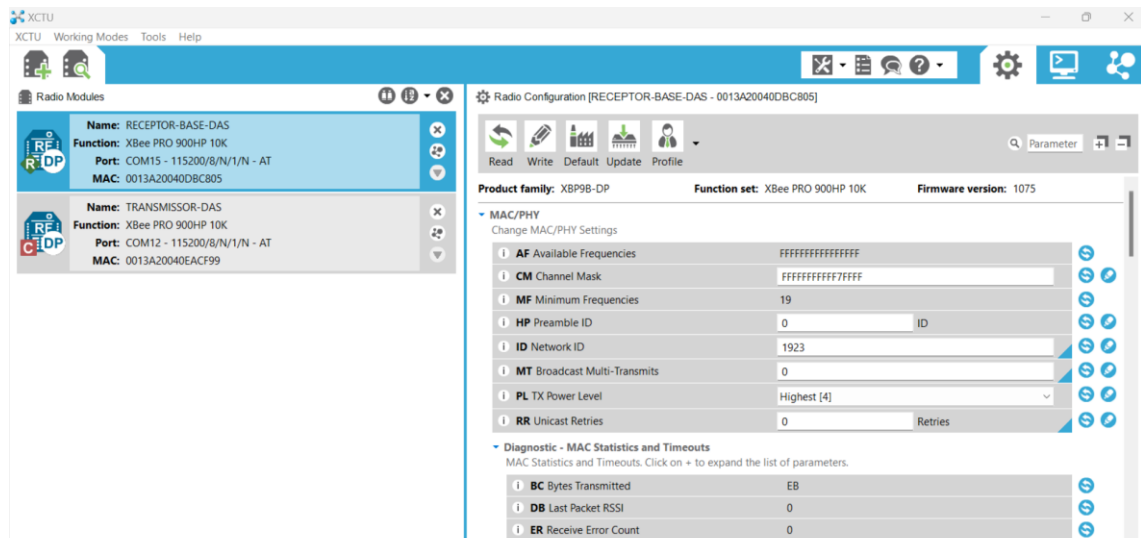


Fonte: O Autor

Após a descoberta, é possível identificar os dispositivos XBee conectados assim como a porta de conexão, nome atribuído e endereço da camada de acesso ao meio (MAC) quando previamente estabelecidos. Ao adicionar os dispositivos é possível selecioná-los e visualizar os parâmetros de configuração dos módulos através da opção *Configuration*.

A Figura 38 apresenta a tela de configuração dos módulos encontrados.

Figura 38 – Tela de configuração dos módulos encontrados



Fonte: O Autor

A Tabela 12 apresenta as configurações dos parâmetros dos módulos XBee.

Tabela 12 – Configurações dos parâmetros dos módulos XBee

<i>MAC/PHY</i>	<i>Embarcado</i>	<i>Base</i>
<i>Channel Mask</i>		FFFFFFFF7FFF
<i>Preamble ID</i>		0
<i>Network ID</i>		1923
<i>Broadcast Multi-Transmits</i>		0
<i>TX Power Level</i>		Highest
<i>Unicast Retries</i>		0
<i>Network</i>		
<i>Routing/ Messaging Mode</i>	<i>Indirect Msg Coordinator</i>	<i>Standart Router</i>
<i>Broadcast Hops</i>		0
<i>Network Hops</i>	1	7
<i>Network Delay Slots</i>	1	3
<i>Adressing</i>		
<i>Destination Address High</i>		0
<i>Destination Address Low</i>	0	FFFF
<i>Transmit Options</i>		40
<i>Node Identifier</i>	RECEPTOR-BASE-DAS	TRANSMISSOR-DAS
<i>Network Discovery Back-Off</i>		82
<i>Network Discovery Options</i>		0
<i>Cluster ID</i>		11
<i>Security</i>		

<i>Encryption Enable</i>	<i>Disable</i>
<i>AES Encryption Key</i>	-
<i>Serial Interfacing</i>	
<i>Baud Rate</i>	115200
<i>Parity</i>	No Parity
<i>Stop Bits</i>	One stop bit
<i>Packetization Timeout</i>	0
<i>Flow Control Threshold</i>	13F
<i>API Enable</i>	<i>Transparent Mode</i>
<i>API Options</i>	<i>API Rx Indicator – 0x990</i>
<i>I/O Settings</i>	
D0 a D9 e P0 a P2	<i>Disable</i>
P3 / P4	UART DOUT / UART DIN
PD / PR / M0 / M1 / LT / RP	7FFF / 7FFF / 0 / 0 / 0 / 28
<i>I/O Sampling</i>	
AV / IC / IR / IF	2.5 / 0 / 0 / 1
<i>Sleep Comands</i>	
SM / SO / SN / SP / ST / WH	Normal / 0 / 1 / 12C / BB8 / 0
<i>AT Command Options</i>	
CC / CT / GT	2B / 64 / 3E8
<i>Firmware Version/ Information</i>	
Device Type Identifier	B0000

Fonte: O Autor

Após a definição dos valores dos parâmetros, utiliza-se a opção *write* para que os dispositivos tenham suas respectivas configurações gravadas.

2.5 *Firmware de Simulação de Voo em Matlab*

O *firmware* desenvolvido para a simulação de voo em Matlab requer que o projeto da aeronave a ser modelada já apresente:

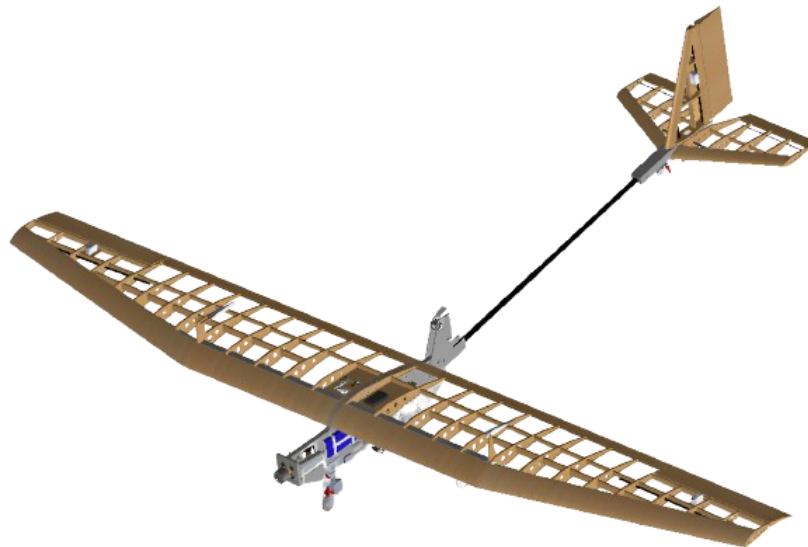
- Dimensionamento geométrico e aerodinâmico das superfícies sustentadoras primárias e secundárias finalizadas;
- Peso máximo e posição de centro de gravidade definidos;
- Condições atmosféricas definidas;
- Envelope de velocidades definido ou calculado;
- Estimativa do comprimento da aeronave e da área lateral da fuselagem.

2.5.1 Configuração e especificações da aeronave modelada

A aeronave modelada consistiu no protótipo desenvolvido pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign neste ano (2023), conforme os requisitos da competição SAE Brasil Aerodesign. A aeronave tem como objetivos principais carregar 20[kg] de carga; adquirir, gravar e transmitir dados em voo; gravar o voo por sistema de visão em primeira pessoa (FPV); alijar água armazenada durante o voo após leitura de um código de resposta rápida (QR code) em solo; decolar em 50[m] por cima de um obstáculo; e pousar em 100[m].

A Figura 39 apresenta a aeronave visualizada a partir da vista isométrica.

Figura 39 – Vista isométrica do projeto da aeronave desenvolvida pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign em 2023



Fonte: (URUTAU, 2023)

A Tabela 13 apresenta as principais características da aeronave.

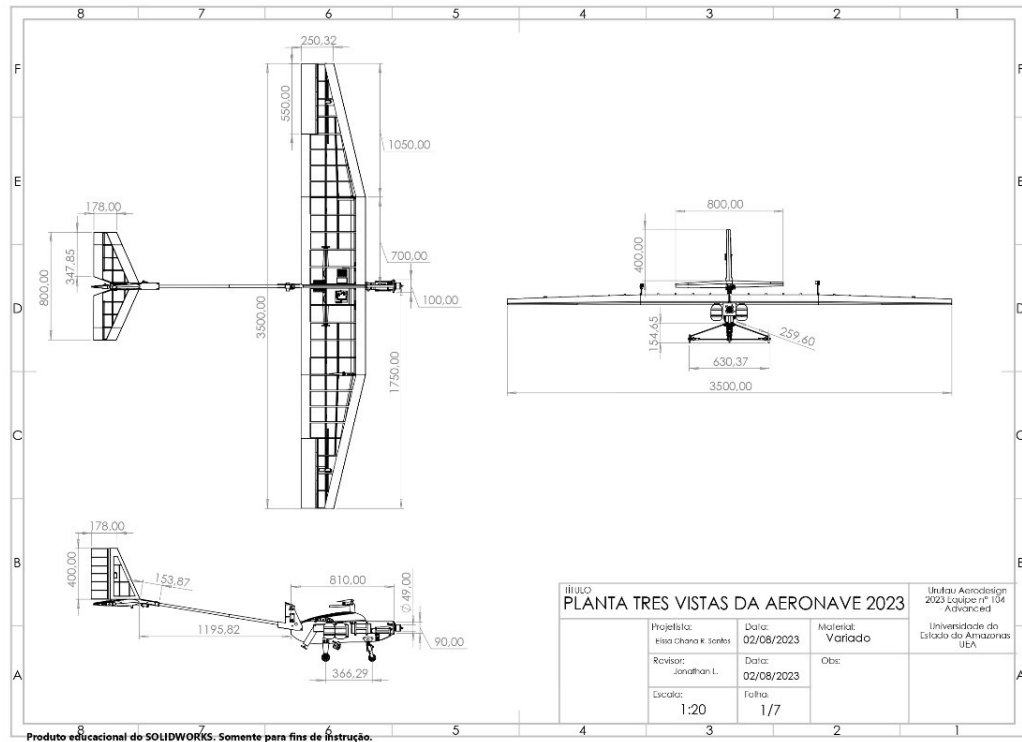
Tabela 13 – Principais características da aeronave desenvolvida pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign em 2023

Configuração	Descrição
Motorização	<i>Tractor</i> monomotor com motor elétrico (Scorpion SII-4035-450KV).
Configuração do trem de pouso	Triciclo. Alumínio aeronáutico.
Fuselagem	Duas chapas de divinytel laminadas com fibra de carbono.
Suporte de Carga	Chapa de aço A36.
Asa	Monoplana bitrapezoidal – longarina caixão laminada em fibra de carbono e divinytel.
Configuração da empenagem	Convencional com profundor totalmente móvel – Horizontal e Vertical com tubos de carbono e madeira balsa.
Tubo de Cauda / Suporte	Laminado de fibra de carbono com divinytel.
Aerofólios	Asa: Selig 1223 / Estabilizadores: Eppler 169.
Rádio Controle / Receptor	Futaba 14sg 2.4GHz / Futaba R6014HS 2.4GHz.
Servo motores	Aileron – SC0352 / Profundor – SC0252 / Leme – SC-0352 / Bequilha – SC1256TG / Freio – SC-0352.
Eletrônica embarcada	DAS embarcado; FPV; Sistema de alijamento de água.
Massa máxima de decolagem / Carga Mínima / Massa vazia [kg]	20 / 5 / 5.

Fonte: (URUTAU, 2023)

A Figura 40 apresenta a planta das três vistas da aeronave desenvolvida pelo grupo.

Figura 40 – Planta das três vistas da aeronave desenvolvida pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign em 2023



Fonte: (URUTAU, 2023)

2.5.2 Condições de voo e funções de transferência

Os parâmetros que compõem as equações de movimento foram extraídos dos relatórios técnicos elaborados pelo grupo de pesquisa (URUTAU, 2023). Seguindo a modelagem das equações do movimento linearizadas desacopladas, a fase de voo de cruzeiro será analisada sob determinadas condições de voo que descrevem o estado da aeronave.

A Tabela 14 apresenta as condições de voo da aeronave consideradas para a simulação em fase de cruzeiro e as implicações nas equações de movimento.

Tabela 14 – Condições de voo delimitadas para modelagem da aeronave

Condição	Implicação matemática
Eixos de referência alinhados com eixo de estabilidade	$\theta_e = W_e = 0$
Cruzeiro	Velocidade igual a 20[m/s]
Carga máxima	Massa igual a 20[kg]
Densidade local	Em Manaus igual a 1.1016[kg/m ³]
Arrasto parasita	0,05
Raios de giro – Aeronave monomotora (x / y / z)	0,38 / 0,25 / 0,39
Posição do centro de gravidade	23,08[cm]

Fonte: (URUTAU, 2023)

As funções de transferência longitudinais selecionadas para avaliar o comportamento dinâmico da aeronave sob as condições delimitadas na Tabela 14, sujeitas a uma deflexão do profundor, $\eta(s)$, como entrada, são apresentadas nas equações abaixo:

$$\frac{u(s)}{\eta(s)} = \frac{-1,924s^2 + 300,6s + 28,31}{s^4 + 13,27s^3 + 51,32s^2 + 8,329s + 11,05} \left[\frac{m/s}{rad} \right] \quad (37)$$

$$\frac{q(s)}{\eta(s)} = \frac{-71,98s^3 - 296,3s^2 - 50,8s + 3,038e - 14}{s^4 + 13,27s^3 + 51,32s^2 + 8,329s + 11,05} \left[\frac{rad/s}{rad} \right] \quad (38)$$

$$\frac{\theta(s)}{\eta(s)} = \frac{-71,98s^2 - 296,3s - 50,8s}{s^4 + 13,27s^3 + 51,32s^2 + 8,329s + 11,05} \left[\frac{rad}{rad} \right] \quad (39)$$

As funções de transferência latero – direcionais estão sujeitas às deflexões do aileron, $\xi(s)$, e do leme, $\zeta(s)$. As funções abaixo estão sujeitas à deflexão do leme como entrada:

$$\frac{p(s)}{\zeta(s)} = \frac{-39,37s^4 - 49,95s^3 - 333,6s^2 - 7,157e - 14s - 3,014e - 30}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \quad (40)$$

$$\left[\frac{rad/s}{rad} \right]$$

$$\frac{r(s)}{\zeta(s)} = \frac{2,233s^4 + 54,42s^3 + 9,066s^2 - 161,9s - 1,606e - 31}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \left[\frac{rad/s}{rad} \right] \quad (41)$$

$$\frac{\phi(s)}{\zeta(s)} = \frac{-39,37s^3 - 49,95s^2 - 333,6s - 7,229e - 16}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \left[\frac{rad}{rad} \right] \quad (42)$$

$$\frac{\beta(s)}{\zeta(s)} = \frac{0,1465s^3 - 18,35s^2 - 12,57s - 161,9}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \left[\frac{rad}{rad} \right] \quad (43)$$

As funções sujeitas à deflexão do aileron como entrada são dadas abaixo:

$$\frac{p(s)}{\xi(s)} = \frac{-3,021s^4 - 32,68s^3 - 109,3s^2 - 9,146e - 15s + 7,337e - 30}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \quad (44)$$

$$\left[\frac{rad/s}{rad} \right]$$

$$\frac{r(s)}{\xi(s)} = \frac{-6,143s^4 - 63,34s^3 - 3,054s^2 - 52,41s - 1,785e - 31}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \left[\frac{rad/s}{rad} \right] \quad (45)$$

$$\frac{\phi(s)}{\xi(s)} = \frac{-3,021s^3 - 32,68s^2 - 109,3s + 1,474e - 14}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \left[\frac{rad}{rad} \right] \quad (46)$$

$$\frac{\beta(s)}{\xi(s)} = \frac{0,05543s^4 + 0,6195s^3 - 1,351s^2 - 18,51s - 52,41}{s^5 + 12,14s^4 + 28,8s^3 + 114,9s^2 - 11,22s} \left[\frac{rad}{rad} \right] \quad (47)$$

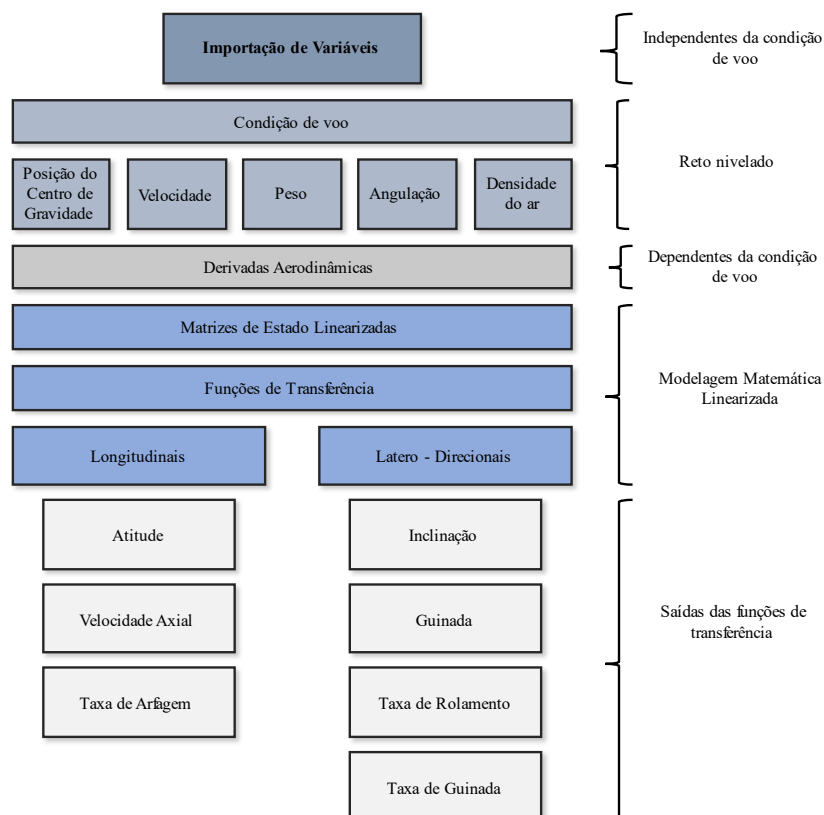
2.5.3 *Firmware* de condições e modelagem pré-vo

Após a modelagem inicial, o *firmware* em Matlab é executado em duas etapas. Na primeira, importam-se variáveis e derivadas que não dependem da condição de voo, ou seja, que dependem essencialmente da geometria da aeronave, resultantes do dimensionamento inicial da mesma. Essas variáveis, juntamente com as variáveis que dependem da condição de voo, são necessárias para a modelagem matemática. A condição de voo é definida como um voo reto nivelado em densidade local, o que permite a linearização das equações do movimento.

Em seguida as variáveis e derivadas são inseridas nas matrizes de estado, que são convertidas nas funções de transferência longitudinais e latero-direcionais necessárias para a simulação do comportamento dinâmico da aeronave durante o voo.

A Figura 41 apresentada a sequência de cálculos da primeira etapa.

Figura 41 – Diagrama de cálculos de condições de voo do *firmware* desenvolvido em Matlab



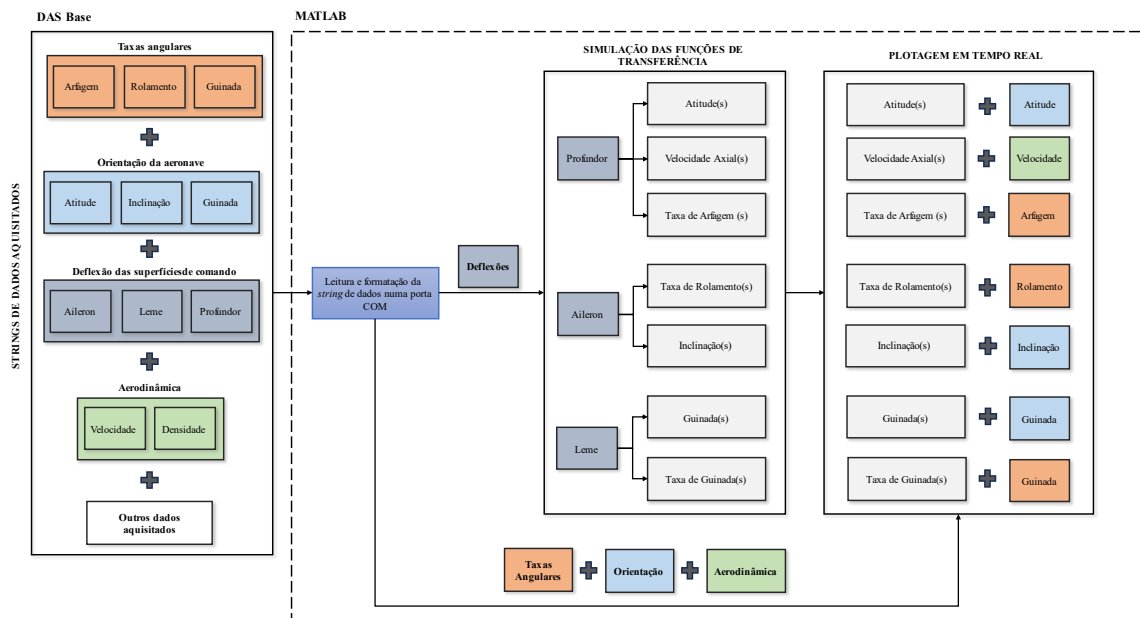
Fonte: O Autor

2.5.4 Firmware de loop em voo

A segunda etapa consiste em um *loop* que lê os dados recebidos pelo DAS Base, simula os comandos do piloto como entradas arbitrárias das funções de transferência e plota os dados dos sensores que possuem as mesmas unidades das saídas das funções de transferência correspondentes em tempo real.

A Figura 42 apresenta o *loop* de simulação das funções de transferência e plotagem dos dados aquisitados com a mesma unidade das funções de transferência em tempo real no Matlab.

Figura 42 – Diagrama do *loop* de leitura, simulação e plotagem desenvolvido em Matlab



Fonte: O Autor

Como os comandos do piloto podem variar, de forma matemática, entre entradas do tipo degraus, impulsos, rampas e senos, considerou-se que o comando do piloto corresponderia a uma entrada arbitrária. Consequentemente, as respostas das funções de transferência para qualquer tipo de entrada foram obtidas através do uso da função *lsim* do Matlab que permite realizar a simulação de uma função de transferência para qualquer tipo de entrada aplicada à função de transferência desejada.

2.6 Implementação dos Subsistemas

A validação dos subsistemas consiste em testar em bancada as funções básicas de aquisição, gravação e transmissão dos dados, numa taxa de 10[Hz], necessários para a simulação das funções de transferência em tempo real.

Durante o teste, valida-se:

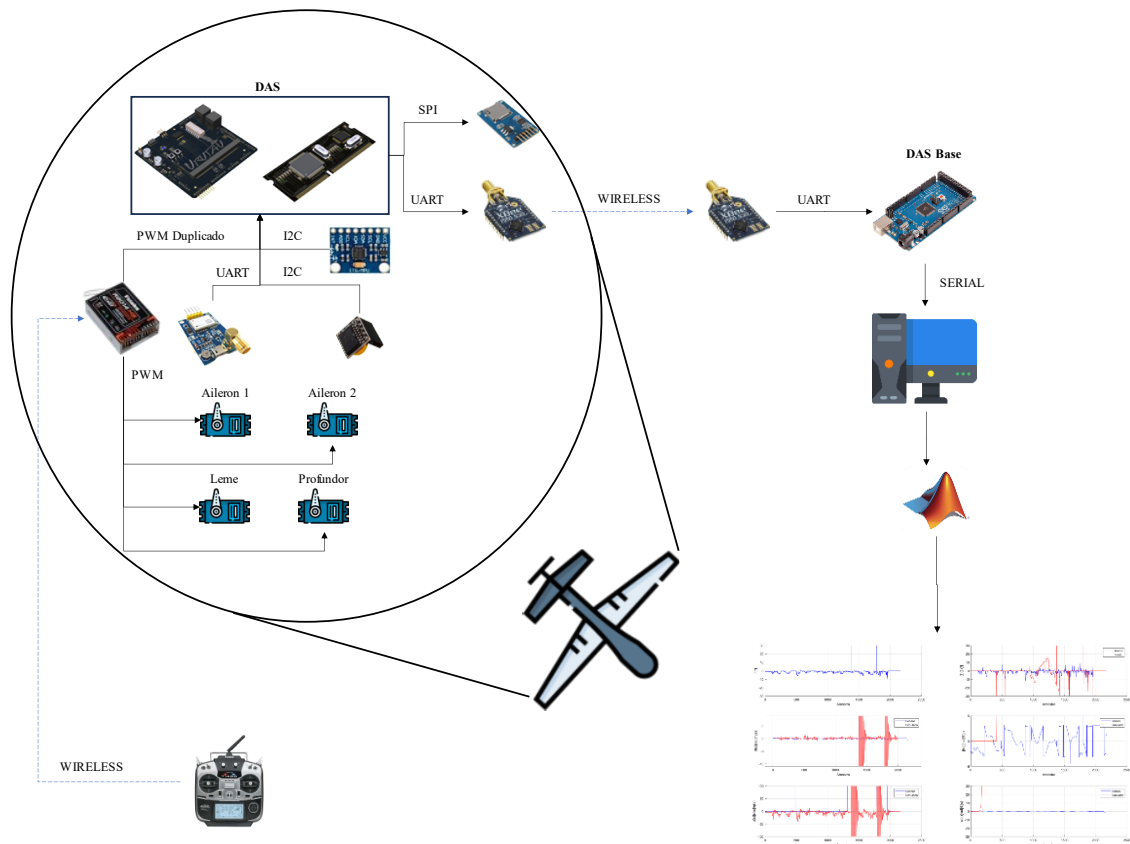
- Leitura de dados dos sensores e módulos;
- Requisição de dados do *Slave* por parte do *Master*;
- Gravação de dados no módulo SD;
- Transmissão do DAS Embarcado para o DAS Base via XBee;
- Envio de dados do DAS Base para o computador via serial a uma taxa de 115200 Baud;
- Simulação das funções de transferência a partir das deflexões das superfícies de comando;
- Plotagem simultânea dos dados adquiridos pelos sensores da aeronave que possuem a mesma unidade das saídas das funções de transferência.

2.7 Teste do Sistema Integrado

Nesta etapa, o sistema é anexado à estrutura da aeronave e faz-se o ajuste da conversão dos valores dos sinais PWM medidos para deflexão das superfícies de controle, pois até o momento não se conhecem as limitações geométricas das deflexões das superfícies de controle.

A Figura 43 apresenta o percurso de aquisição, gravação, transmissão de dados, simulação de funções de transferência e comparação de dados dos elementos integrantes.

Figura 43 – Fluxo de aquisição, gravação, transmissão, simulação e comparação de dados



Fonte: O Autor

Conforme o piloto envia comandos para a aeronave em voo através do rádio controle, o receptor embarcado recebe estes comandos e envia sinais PWM de controle para os servos motores atuarem nas superfícies de controle, alterando a orientação e velocidade. Estes sinais são duplicados em outros canais do receptor e enviados para o DAS embarcado que converte o sinal PWM em graus dentro de uma rotina específica de *firmware*. Essa rotina consiste em uma regressão linear que contém as deflexões mínimas, máximas e neutras das superfícies de controle e os valores de PWM associados a cada uma, portanto, para cada valor de PWM lido, obtém-se os valores em graus de deflexão.

A leitura dos demais dados ocorre conforme apresentado nas rotinas apresentadas do microcontrolador principal e auxiliar. Após o término das rotinas de leitura, o XBee embarcado transmite a *array* de bytes escrita para o XBee terrestre que os envia para a plataforma Arduino Mega.

O DAS Base decodifica os dados recebidos pelo XBee e os envia em forma de uma *string* de dados através de uma porta COM arbitrária do computador terrestre. Os dados são lidos no software Matlab após a abertura da porta COM e formatados para que possam ser simulados pelas funções de transferência, ou plotados.

2.8 Local de Voo

Os testes do sistema integrado em voo foram realizados no sítio Asas da Selva, localizado na BR174.

A Figura 44 apresenta o local de realização dos testes em voo.

Figura 44 – Local de realização dos testes e validação do sistema integrado em voo



Fonte: (GOOGLE, 2023)

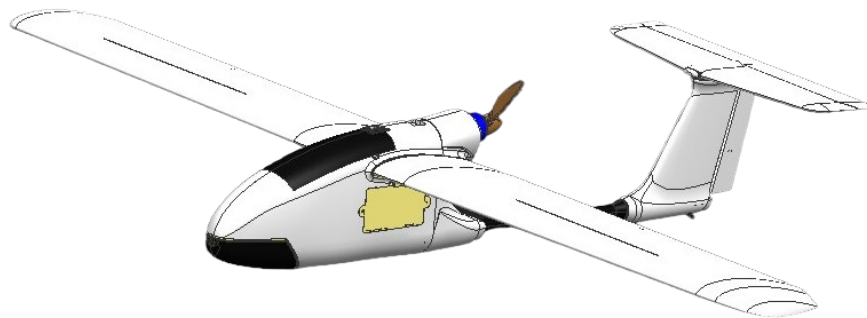
3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Durante o desenvolvimento deste trabalho, o grupo de pesquisa Urutau Aerodesign não finalizou a construção do protótipo da aeronave de 2023, portanto optou-se por validar o sistema através um de aeromodelo comercial disponibilizado pelo próprio grupo de pesquisa. O aeromodelo utilizado consistiu no 2015 Skywalker, projetado para realizar filmagens de FPV.

3.1 Aeronave Utilizada

A Figura 45 apresenta o modelo 3D do aeromodelo Skywalker 2015 utilizado para validação do sistema.

Figura 45 – Modelo 3D Skywalker 2015



Fonte: (ALIEXPRESS, 2023)

O aeromodelo Skywalker não apresenta trem de pouso, portanto deve ser lançado por um auxiliar ou por uma catapulta em solo.

A Tabela 15 apresenta as informações técnicas referentes ao aeromodelo.

Tabela 15 – Informações técnicas Skywalker 2015

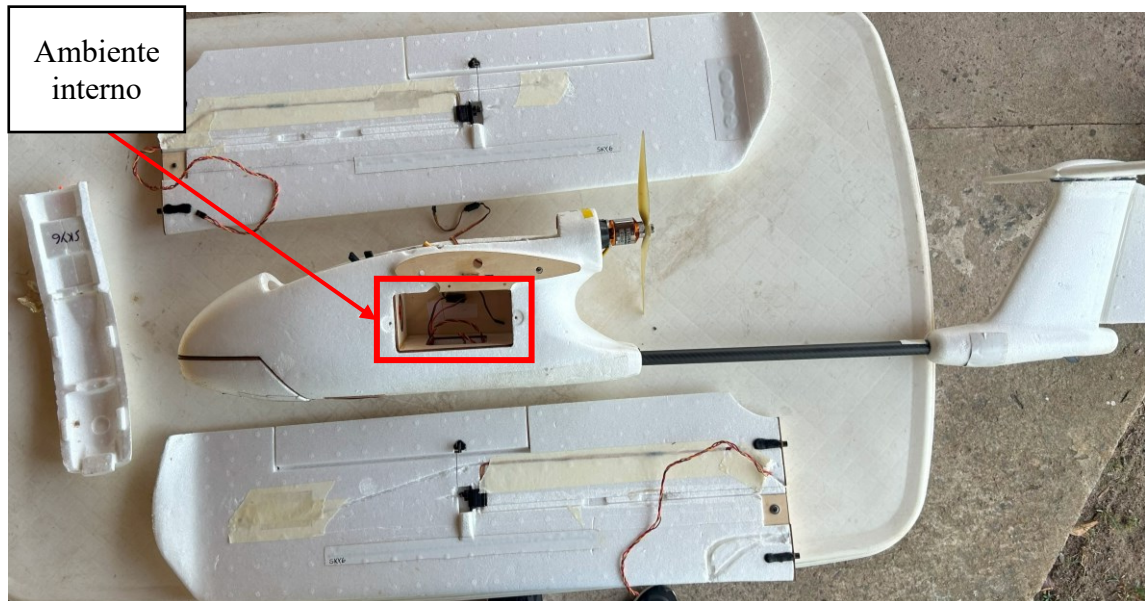
Componente	Descrição
Identificação	2015 skywalker
Envergadura da asa	1,830[m]
Comprimento da fuselagem	1,270[m]
Peso	2,5 – 3,0 [kg]
Posição do centro de gravidade	9 – 10[cm] atrás do bordo de ataque da asa
Velocidade	40[km/h]
Altura máxima de voo	200[m]
Configuração da empennagem	T
Motorização	Elétrico (Turnigy C3542-1100kV) - Impulsão (Pusher)
Servomotores	Turnigy – TGY-90S

Fonte: Adaptado (SKYWALKER TECHNOLOGY)

Devido a quantidade limitada de informações técnicas disponibilizadas pela empresa, não foi possível realizar a modelagem do aeromodelo, conforme estabelecido na etapa de desenvolvimento do *firmware* em Matlab. Entretanto, o uso de outra aeronave não interferiu nos objetivos do sistema, pois a diferença estrutural e geométrica entre a aeronave projetada e a aeronave real consistem em um pressuposto deste trabalho.

A Figura 46 apresenta o aeromodelo Skywalker 2015 real desmontado.

Figura 46 – Aeromodelo Skywalker 2015 desmontado



Fonte: O Autor

O ambiente interno indicado na Figura 46 foi utilizado para instalação do DAS Embarcado e demais componentes. Este ambiente possui um convés superior, um intermediário, um inferior e um espaço no bico, viabilizando instalação dos itens e ajustes na posição do centro de gravidade da aeronave.

3.2 Validação de Subsistemas e Condições Pré-Voo

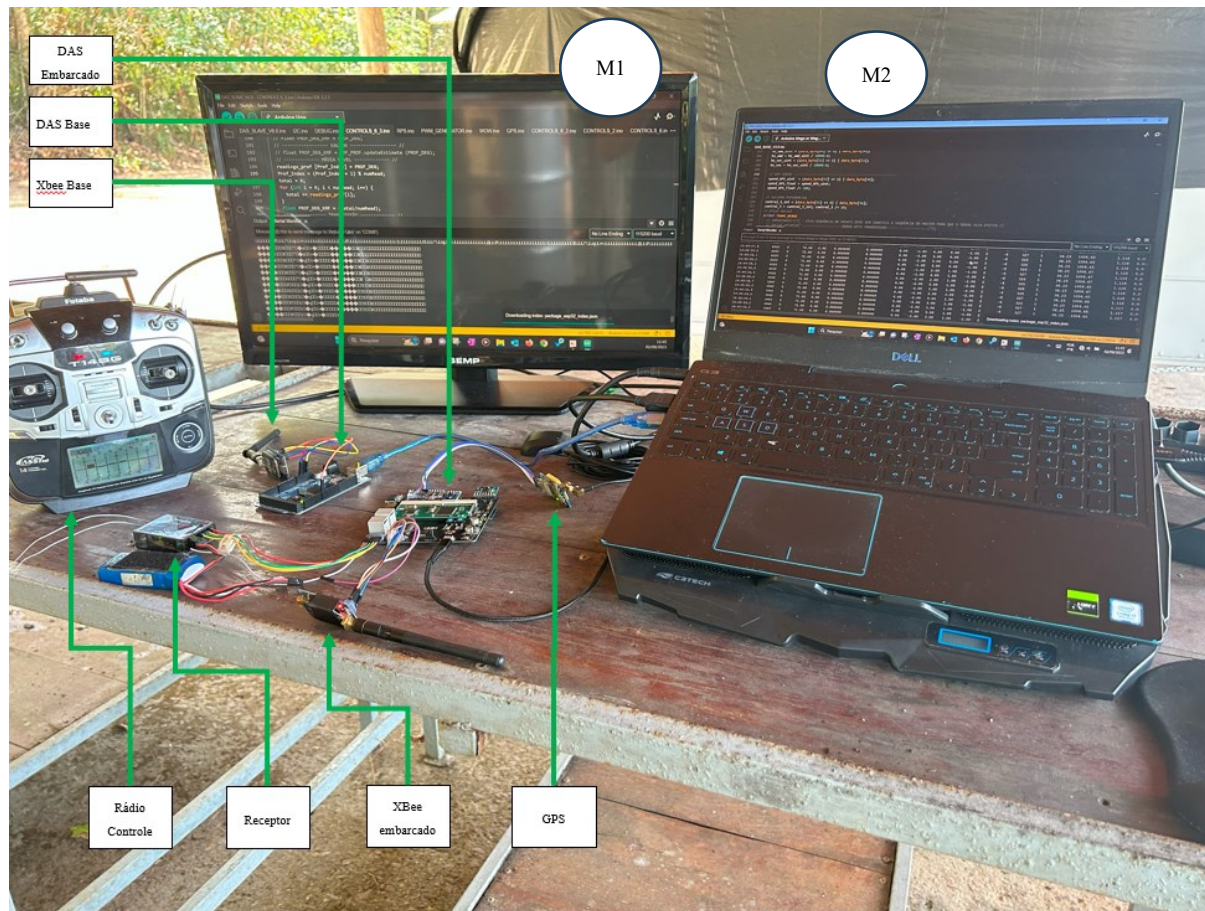
Cada dado adquirido teve sua *array* de bytes validada individualmente ao longo de todo o processo desempenhado pelo DAS embarcado, ou seja, cada bit adquirido foi recebido pelo DAS Base. Antes do voo, preparou-se o ambiente de validação de subsistemas que deve conter todos os componentes necessários para a implementação.

3.2.1 Leitura, gravação e transmissão

Na primeira etapa, validou-se os processos associados ao DAS embarcado e à base que consistem em: aquisição, gravação e transmissão de dados a uma taxa de 10[Hz].

A Figura 47 apresenta o ambiente de validação de subsistemas pré-voo e componentes.

Figura 47 – Ambiente de validação de subsistemas pré-voo e componentes



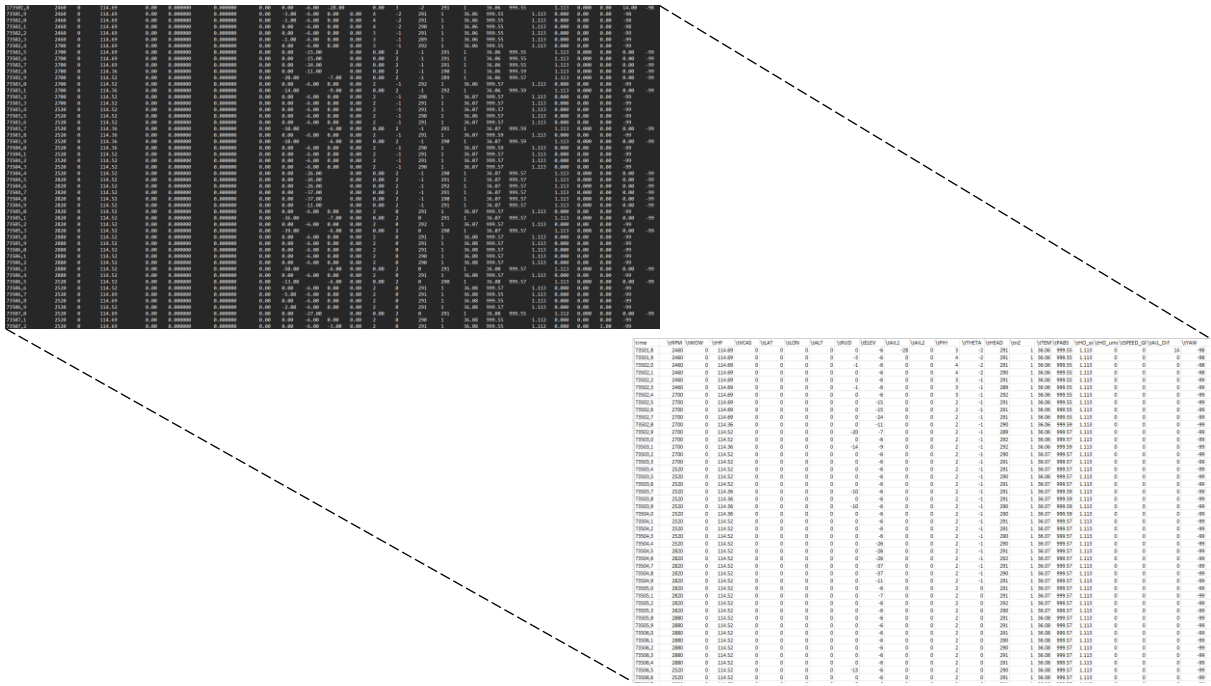
Fonte: O Autor

Na Figura 47, o monitor M1 apresenta a saída serial do ATmega2560 do DAS embarcado que consiste em uma *array* de bytes codificada escrita no pino DIN do XBee embarcado. O monitor M2 apresenta a saída serial dos dados recebidos pelo DAS base, convertidos em uma *string* visualizável pelo monitor serial da IDE do Arduino.

Durante a visualização dos dados no monitor M2, deve-se verificar se o sinal PWM e os dados do GPS estão sendo recebidos, pois são adquiridos pelo ATmega328p e transmitidos para o ATmega2560 via requisição I²C.

A Figura 48 apresenta os dados adquiridos escritos em um arquivo *.txt* separados por tabulação dentro de um cartão Micro SD que visa facilitar a visualização dos dados em planilhas do formato *.xls*.

Figura 48 – Dados escritos em arquivo .txt no cartão SD e exportados para .xls



Fonte: O Autor

3.2.2 Regressão linear dos sinais PWM

A regressão linear necessária para o cálculo da deflexão das superfícies de controle a partir do sinal PWM requer que as deflexões das superfícies sejam simétricas, ou seja, o valor da deflexão para cima seja o mesmo que a deflexão para baixo. Este procedimento deve ser realizado antes de um outro voo sempre que o piloto realizar ajustes de trimagem no rádio controle durante um voo anterior.

A calibração é feita selecionando-se o chip do ATmega328p com a chave seletora e habilitando, via *firmware*, os *prints* de *debug* dos dados lidos pela função *control_loop()*, permitindo a visualização dos valores PWM replicados que são enviados pelo receptor às superfícies de controle. Neste momento, com o auxílio do piloto, mede-se os valores das deflexões através de um nível analógico ou digital.

A Tabela 16 apresenta os valores de deflexão para as superfícies de controle medidas antes do voo através de um nível digital.

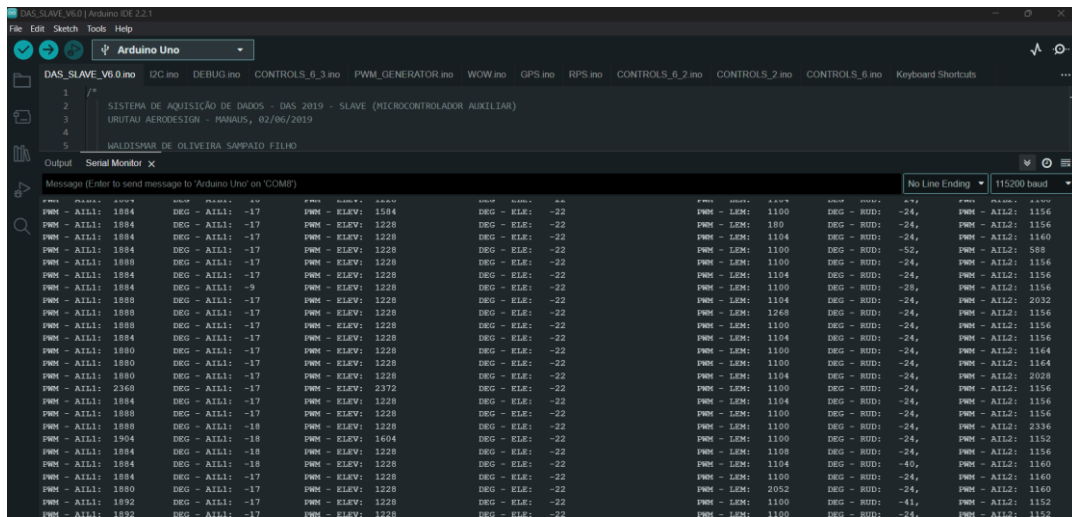
Tabela 16 – Deflexões das superfícies de controle do Skywalker 2015
medidas

Superfície de controle	Deflexão (°)
Aileron 1	22
Leme	25
Profundor	28
Aileron 2	22

Fonte: O Autor

A Figura 49 apresenta a visualização do valor do sinal PWM lido para um comando arbitrário do piloto e o respectivo valor de deflexão calculado.

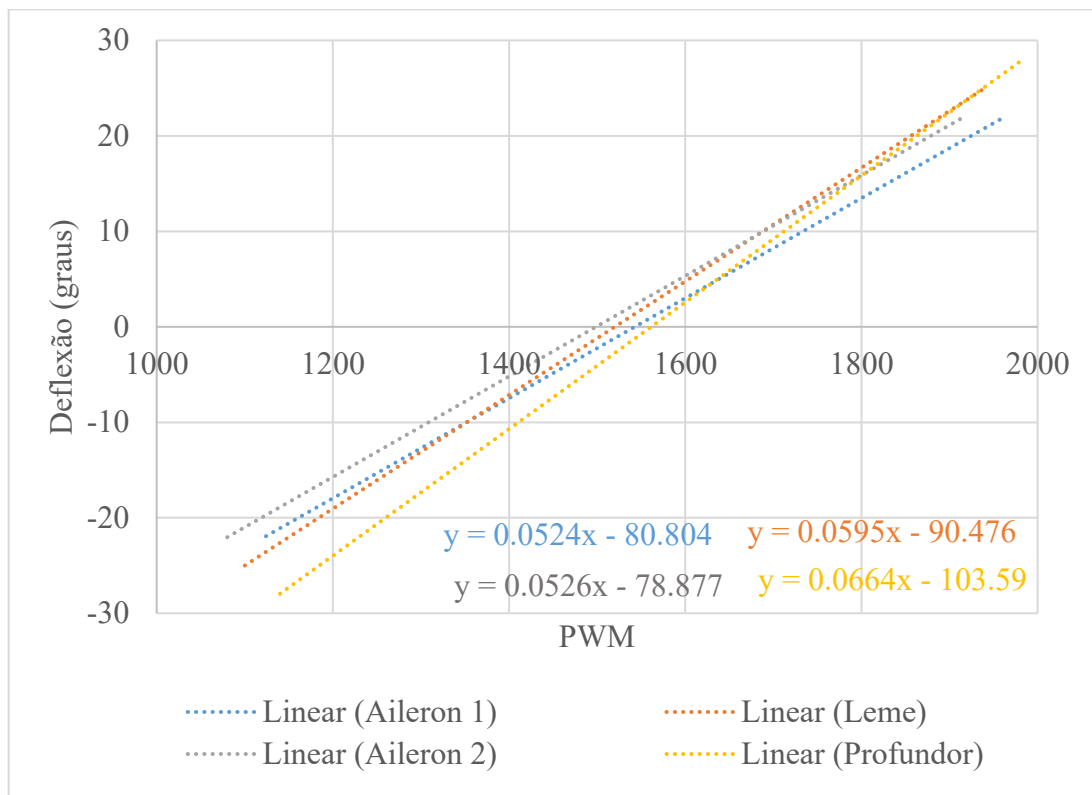
Figura 49 – Valores de PWM lidos e deflexões calculadas pela função *controls_loop()*



Fonte: O Autor

A Figura 50 apresenta o resultado da regressão linear obtida.

Figura 50 – Regressão linear obtida a partir da leitura dos valores de sinais PWM sob deflexões mínimas, máximas e neutras das superfícies de controle



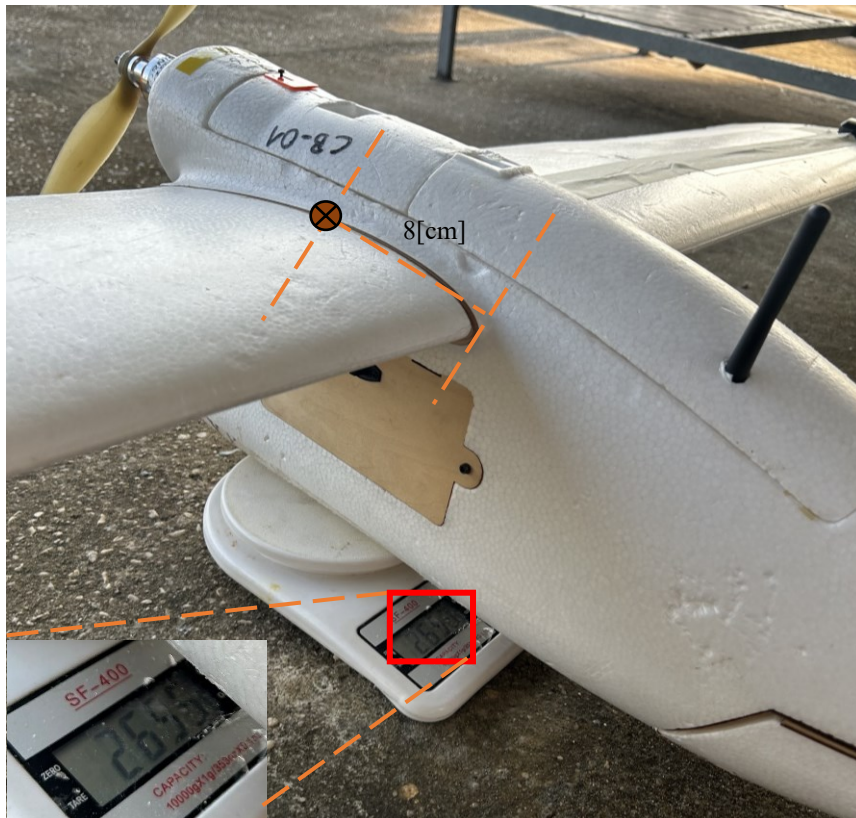
Fonte: O Autor

3.2.3 Peso e posição do centro de gravidade

A posição do centro de gravidade (CG) e a massa da aeronave são parâmetros necessários para modelagem da condição de voo conforme apresentado na Tabela 8. No caso da posição do CG, o piloto alocou os equipamentos necessários para realização do voo de modo que o CG estivesse localizado de 20% a 30% do valor da corda da aeronave. A posição estimada foi de 8[cm], que consiste em um ponto localizado ao longo da corda em que a aeronave não apresenta um desequilíbrio a parte dianteira e parte traseira. Por fim, a aeronave foi pesada e apresentou uma massa de 2,6[kg].

A Figura 51 apresenta a massa medida da aeronave através de uma balança de precisão e a indicação da posição do CG.

Figura 51 – Massa e posição do centro do centro de gravidade do Skywalker antes do voo



Fonte: O Autor

3.2.4 Condições atmosféricas

A Tabela 17 apresenta valores referentes à condição atmosférica do local medidos antes do voo pelo sensor BME680.

Tabela 17 – Condições atmosféricas locais pré-voo

Altitude - pressão [pés]	Temperatura [°C]	Pressão Absoluta [Pa]	Densidade Húmida [kg/m ³]
115,8	36,6	999,5	1,11

Fonte: O Autor

3.3 Instalação do Sistema Embarcado na Aeronave

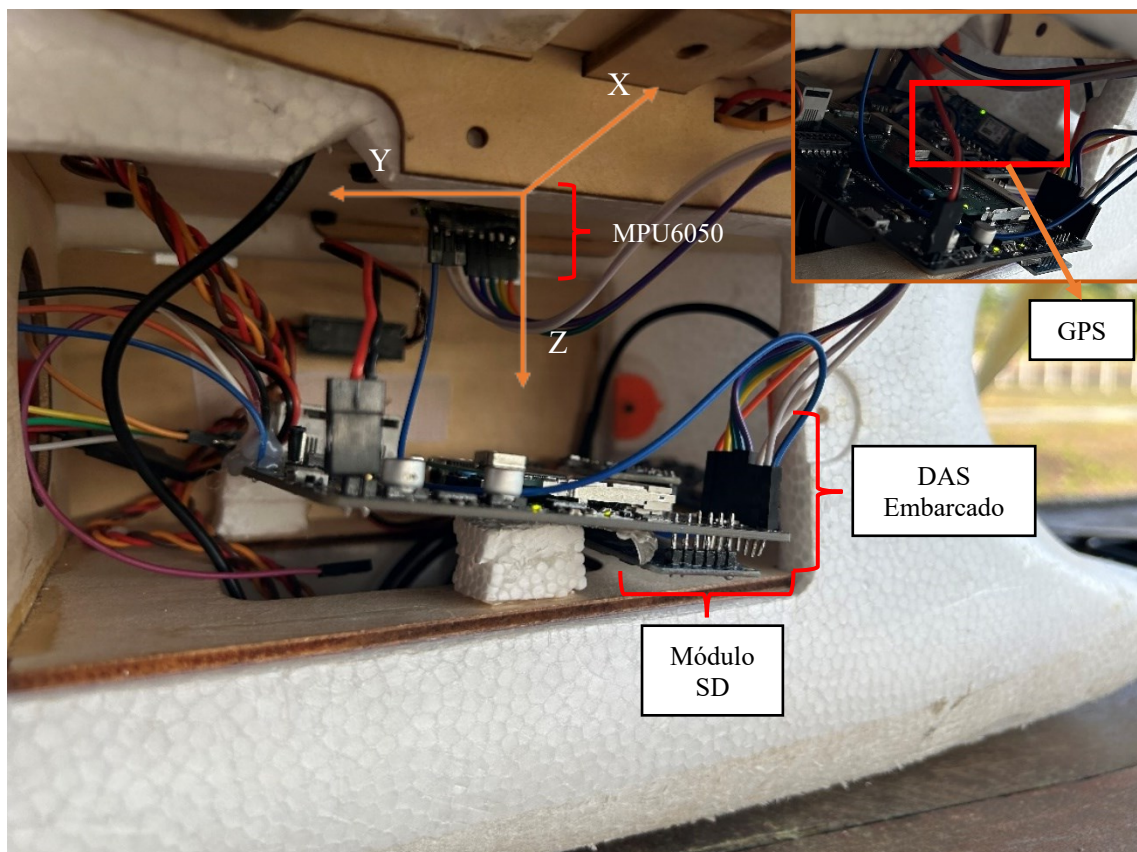
A instalação dos componentes do DAS embarcado considerou as características das funcionalidades individuais de cada sensor e módulo. Os sensores e módulos que estão conectados via *jumpers* à placa base do DAS são: IMU, GPS, XBee e receptor de rádio.

O DAS foi fixado acima de um suporte de isopor para evitar o contato direto do módulo SD com piso do ambiente interno.

A IMU foi colocada externamente ao DAS devido à necessidade de aproximar este sensor da posição estimada do centro de gravidade da aeronave com maior precisão. Através da fixação realizada, com o sensor invertido, adaptou-se o *firmware* de forma que: uma rotação horária em torno de X resultasse em valores positivos de atitude (θ); uma rotação horária em torno de Y resultasse em valores positivos de inclinação (ϕ); e uma rotação horária em torno de Z resultasse em valores positivos de (ψ).

A Figura 52 apresenta a fixação do DAS e da IMU da aeronave com a representação da posição dos eixos adotados para IMU.

Figura 52 – Instalação do DAS e da IMU na aeronave

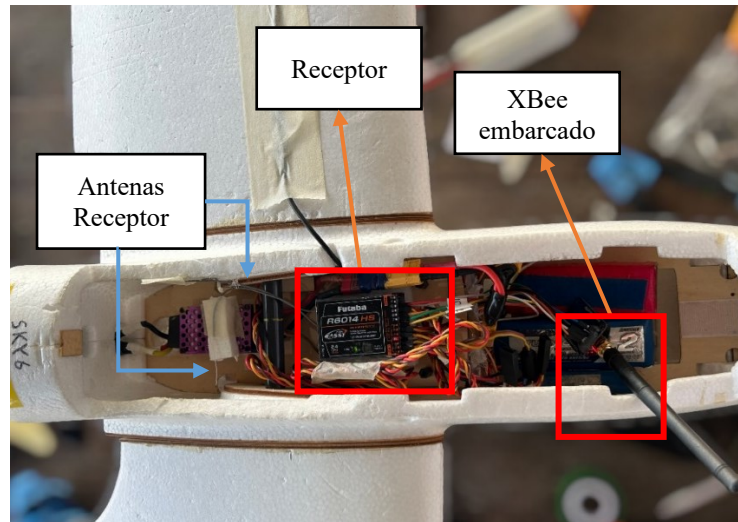


Fonte: O Autor

No convés superior foi instalado o receptor, o XBee embarcado e demais componentes necessários para o funcionamento da aeronave. As antenas do receptor devem ser posicionadas em 90° entre si, conforme recomendação do fabricante.

A Figura 53 apresenta o receptor posicionado no convés superior da aeronave e o XBee Embarcado mais à frente.

Figura 53 – Instalação do receptor e XBee embarcado

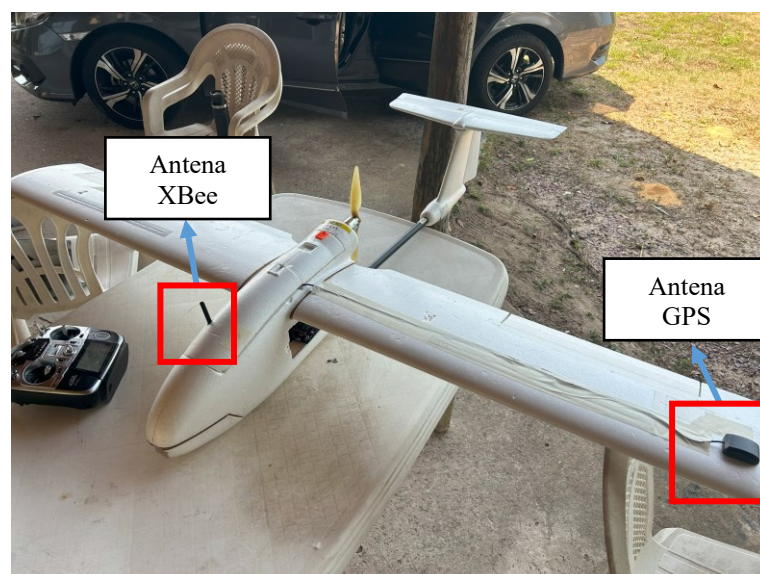


Fonte: O Autor

As antenas do XBee embarcado e do GPS foram externadas, para maior facilidade durante a instalação.

A Figura 54 apresenta a posição das antenas do GPS e do XBee embarcado.

Figura 54 – Posicionamento das antenas do GPS e do XBee embarcado




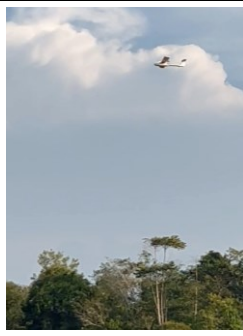

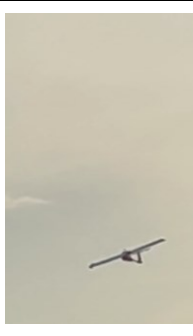
Fonte: O Autor

3.4 Testes do Sistema Integrado em Voo

Após a validação dos subsistemas realizou-se o voo e identificou-se as principais fases de voo da aeronave e associou-se às deflexões das superfícies de comando atuantes.

A Tabela 18 apresenta uma sequência de fotos para cada condição principal de voo.

Tabela 18 – Fases de voo e superfícies de controle atuantes

Fase	Decolagem	Cruzeiro	Curva – Aileron	Curva - Leme
Imagem				

Fonte: O Autor

Após testes iniciais do sistema integrado ainda em solo, constatou-se um *delay* elevado durante simulação das funções de transferência em conjunto da plotagem dos dados, inviabilizando a plotagem de todos os dados apresentados na Figura 42. Portanto, escolheu-se os parâmetros relacionados a orientação e velocidade da aeronave em voo. Além disso, optou-se pela apresentação dos dados aquisitados em tempo real na unidade de radianos, tendo em vista a inviabilização da interpretação correta dos dados simulados devido a ruídos oriundos do sinal do PWM que foram tratados em solo após o voo.

Também se optou por plotar os valores aquisitados dos comandos aplicados nas superfícies de controle (aileron, leme e profundor), a fim de facilitar a comparação entre entradas e saídas.

A Tabela 19 apresenta os parâmetros longitudinais e latero-direcionais escolhidos para simulação e plotagem em conjunto de dados aquisitados em tempo real.

Tabela 19 – Parâmetros escolhidos para plotagem em tempo real

Longitudinais		Latero-Direcionais	
θ	Ângulo de Atitude	ϕ	Ângulo de Inclinação
η	Deflexão do profundor	ψ	Ângulo de Guinada
		ξ	Deflexão do aileron
		ζ	Deflexão do leme

Fonte: O Autor

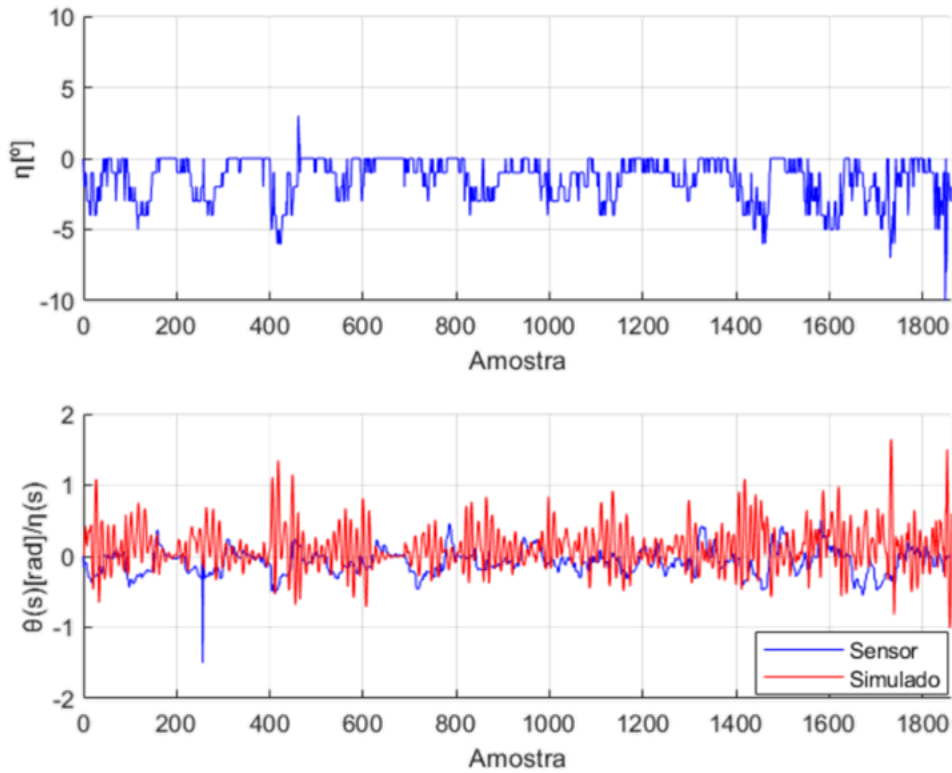
O tratamento dos dados em solo consistiu em eliminar todos os valores de deflexão calculados que resultassem acima dos limites de deflexão apresentados na Tabela 16.

Durante os testes em voo realizados, não foi possível estabelecer uma relação direta entre as fases de voo e o horário de aquisição de dados, portanto, a etapa de cruzeiro, que corresponde à condição de voo reto nivelado, não foi isolada para a simulação posterior ao voo das funções de transferência. Por fim, os resultados e análises apresentados para os movimentos longitudinal e latero-direcional abrangem todas as fases de voo apresentadas na Tabela 18.

3.4.1.1 Longitudinal

A Figura 55 apresenta a deflexão do profundor e o ângulo de atitude simulado e adquirido durante todo o voo.

Figura 55 – Deflexão do profundor e ângulo de atitude resultante em aquisição e simulação

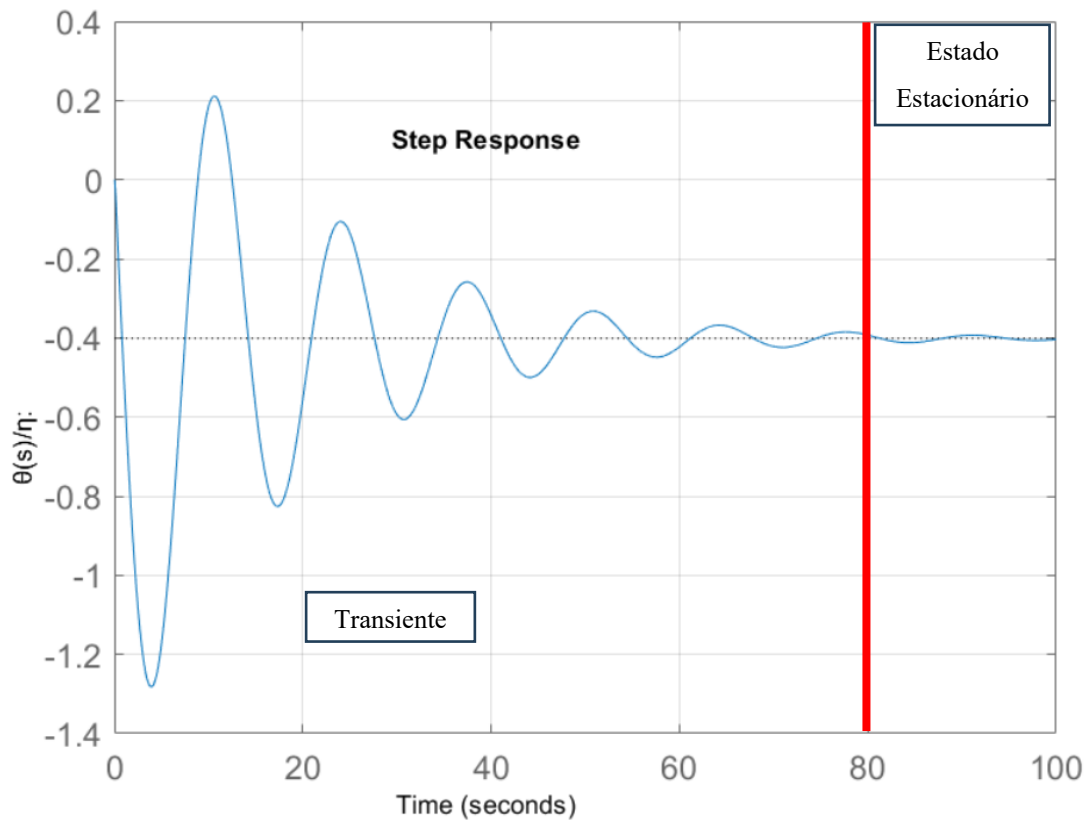


Fonte: O Autor

A simulação das funções de transferência não se comportou conforme o previsto, pois os comandos do piloto resultavam em picos característicos do início de uma resposta do tipo degrau subamortecida, conforme apresentado na Figura 21. Portanto, constatou-se que não seria possível visualizar o regime de estado estacionário resultante da aplicação do comando, pois o tempo de acomodação estava muito acima do intervalo entre comandos subsequentes do piloto.

A Figura 56 apresenta a resposta a uma entrada do tipo degrau unitário da função de transferência referente à θ .

Figura 56 – Resposta da função de transferência de atitude a uma entrada do tipo de grau unitário



Fonte: O Autor

Analisando a resposta a um degrau unitário, constatou-se que não seria possível observar o regime de estado estacionário durante a simulação, pois este somente pode ser observado com segurança após 1 minuto e 20 segundos de um comando do profundor.

Para solucionar este problema, fez-se uma regressão linear, calculando-se o estado estacionário resultante para cada deflexão dentro dos limites de deflexão do profundor a partir do teorema do valor final aplicado à função de transferência 39 de modo que a variável complexa s tendesse a 0, conforme a equação 48 apresentada por (COOK, 2013).

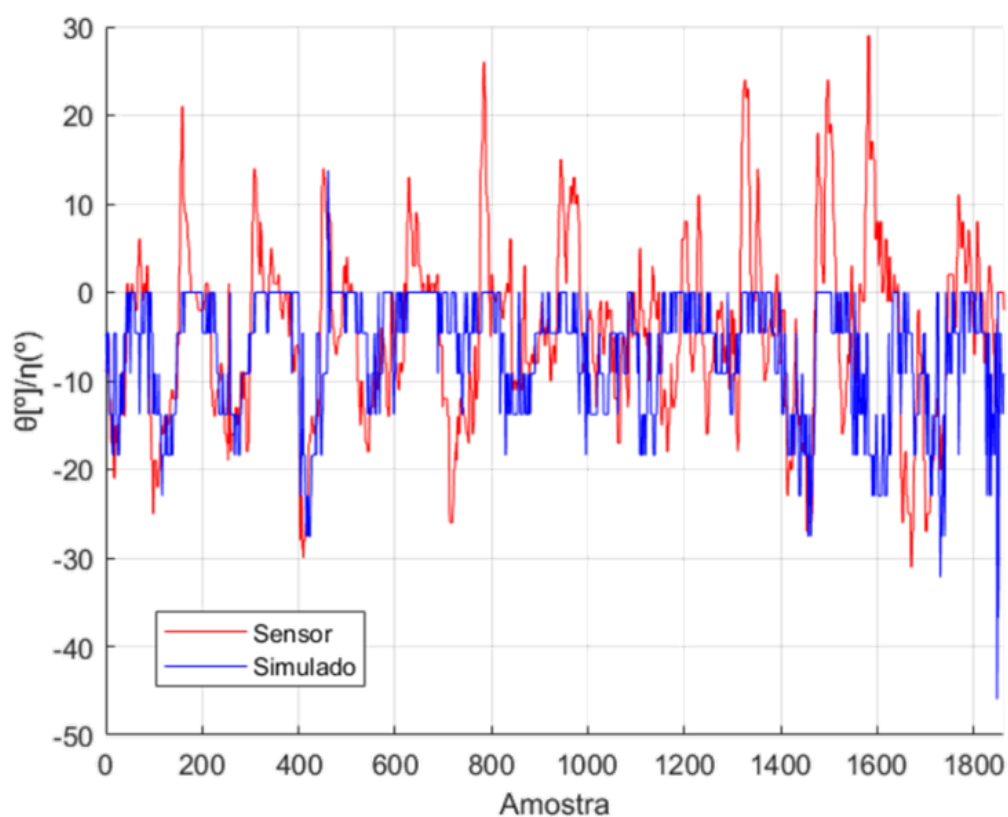
$$f(t)_{t \rightarrow \infty} = \lim_{s \rightarrow 0} (sf(s)) \quad (48)$$

A regressão linear obtida para o valor ângulo de atitude em estado estacionário em função da deflexão da superfície de comando é apresentada na equação abaixo:

$$\theta [^\circ] = -4,5957 \cdot \eta [^\circ] + 2.577E - 16 \quad (49)$$

A Figura 57 apresenta os valores de θ resultantes para as deflexões aquisitadas durante o voo em conjunto dos dados aquisitados pela IMU.

Figura 57 – Comparação entre dados e resultados da regressão linear de atitude em estado estacionário



Fonte: O Autor

A partir da comparação gráfica apresentada, pode-se constatar uma maior semelhança entre os dados aquisitados pela IMU e os simulados resultantes da aplicação da regressão linear em conjunto com o teorema do valor final aplicado na função de transferência da atitude. Portanto, o modelo linearizado do movimento longitudinal desacoplado para o ângulo de atitude apresenta valores próximos dos dados aquisitados pela IMU, porém não se mostrou suficiente para identificar os picos de atitude acima de 0°.

Esses picos foram interpretados como aumentos de atitude resultantes de perturbações externas ao modelo longitudinal, como rajadas de vento ou acoplamento de outra superfície de controle, pois o sensor não apresentou ruídos durante testes em solo. Nesses casos, o piloto atua através do profundor, visando trazer a aeronave para a condição de voo reto nivelado.

Para validação estatística dos resultados, calculou-se a raiz do erro médio quadrático (RMSE) e o desvio padrão entre os dados simulados e aquisitados.

A Tabela 20 apresenta os resultados dos cálculos.

Tabela 20 – Raiz do erro médio quadrático e desvio padrão entre os valores de θ simulados e aquisitados

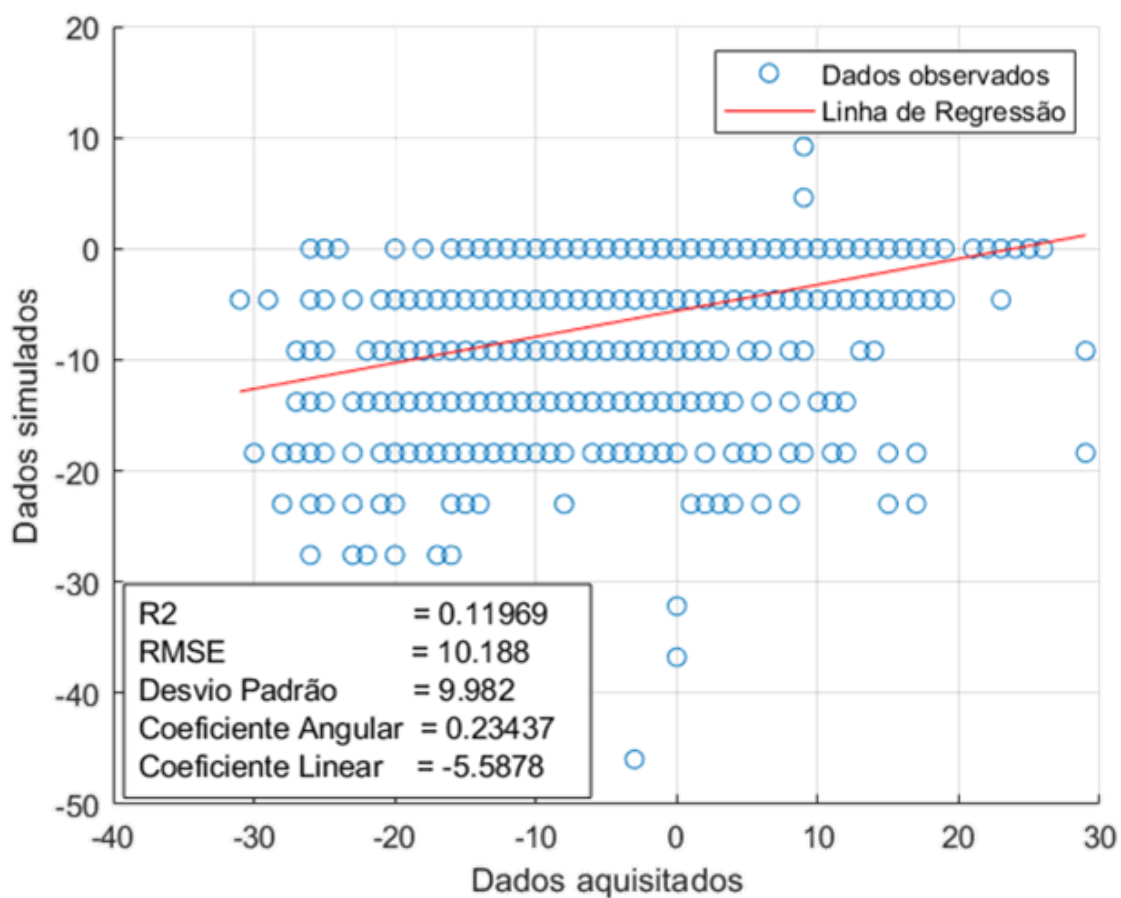
RMSE	Desvio Padrão
10,188	9,9820

Fonte: O Autor

O resultados indicam que, em média, os dados obtidos pela simulação são 10,188 unidades maiores que os dados adquiridos, portanto ocorreu uma superestimação por parte do modelo simulado. Além disso, o desvio padrão está elevado, indicando que as diferenças entre os métodos são variáveis. Em seguida, estabeleceu-se uma relação entre os valores adquiridos e simulados a partir de um regressão linear, apresentando-se o do cálculo do R^2 .

A Figura 58 apresenta a regressão obtida em conjunto dos coeficiente angular, coeficiente linear e dos parâmetros estatísticos calculados,

Figura 58 – Regressão linear aplicada entre dados aquisitados e simulados para ângulo de atitude



Fonte: O Autor

Os resultados da regressão, associados aos dados simulados e aquisitados, permitiram visualizar com maior facilidade as diferenças entre os dois conjuntos de dados. Portanto, o modelo longitudinal linearizado desacoplado não supriu as necessidades da simulação do teste de voo.

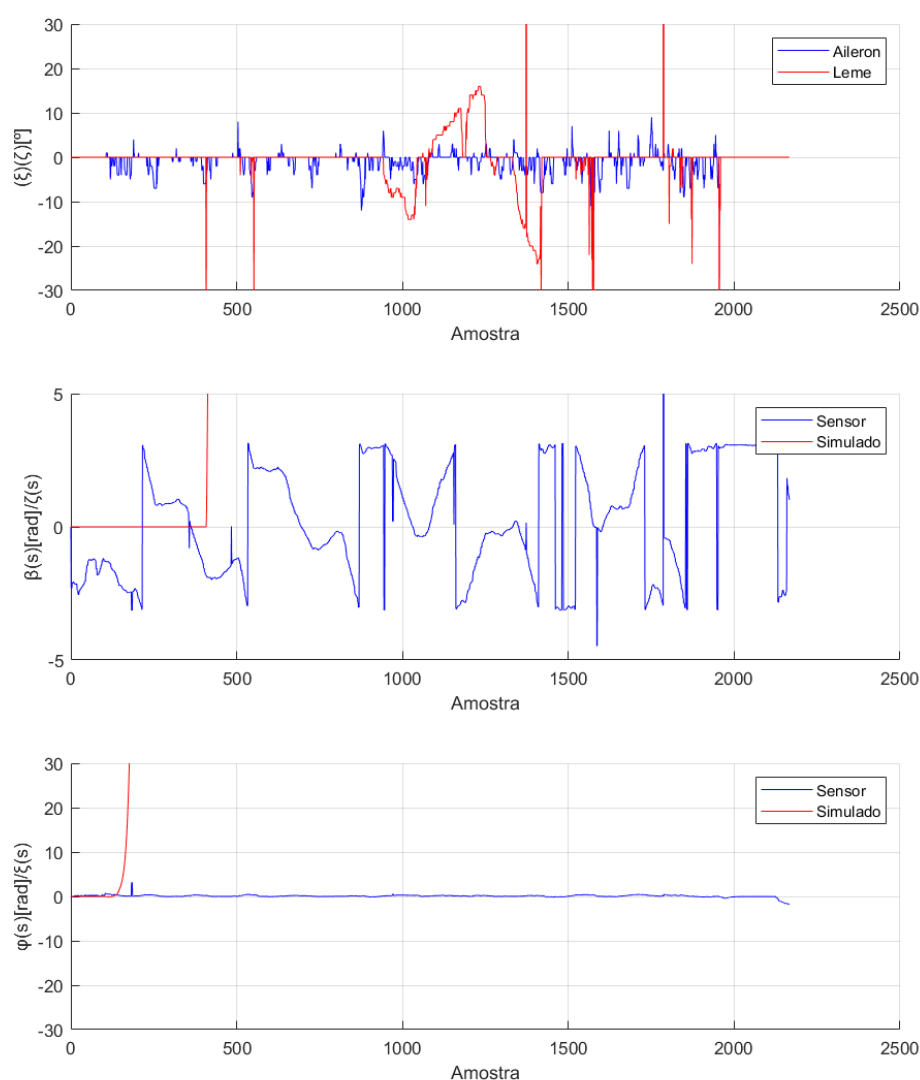
O resultado do R^2 da regressão linear indica que apenas 11,96% da variabilidade nos dados simulados pode ser explicada pelos dados adquiridos utilizados como preditores no modelo de regressão. Portanto, a maior parte da variabilidade nos dados simulados não está sendo explicada pelo modelo.

3.4.1.2 Latero – Direcional

O movimento latero – direcional, que está sujeito às deflexões do aileron e do leme, apresentou instabilidade sob a entrada de qualquer valor de deflexão aplicada.

A Figura 58 apresenta as deflexões do leme (ζ) e do aileron (ξ) e o ângulo de guinada, neste caso, simbolizado por β , e o ângulo de inclinação (ϕ).

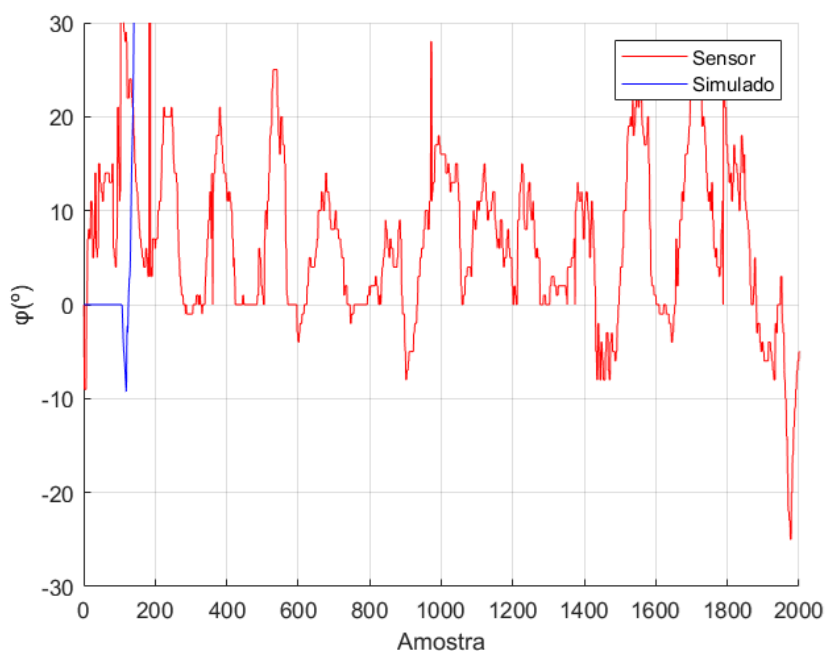
Figura 59 – Resultados de dados simulados e aquisitados para o movimento latero - direcional



Fonte: O Autor

A Figura 60 apresenta a inclinação aquisitada e a simulação da função de transferência convertidas em graus. O ângulo de guinada já se encontra convertido em graus.

Figura 60 – Ângulo de inclinação adquirido e inclinação simulada

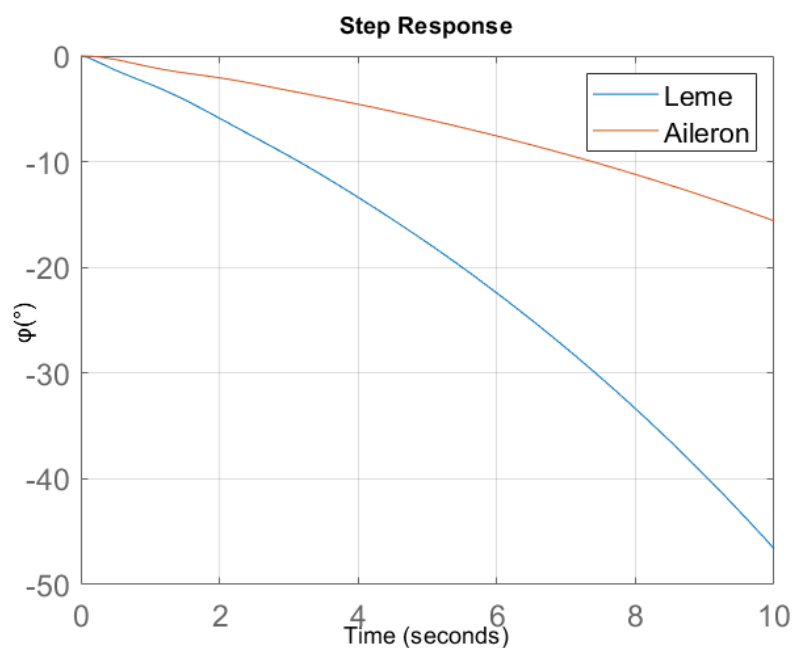


Fonte: O Autor

Pela inspeção das funções de transferência apresentadas nas equações de 40 a 47, constatou-se que não seria possível aplicar o teorema do valor final e realizar a regressão linear, uma vez que o denominador das equações não continha uma constante que não fosse multiplicada pela variável s , tornando assim o sistema instável. Ao tentar aplicar o teorema, ocorre uma divisão por 0, impossibilitando o cálculo da regressão linear. Portanto, não foi viável simular a inclinação e a guinada com base nos dados de deflexão adquiridos.

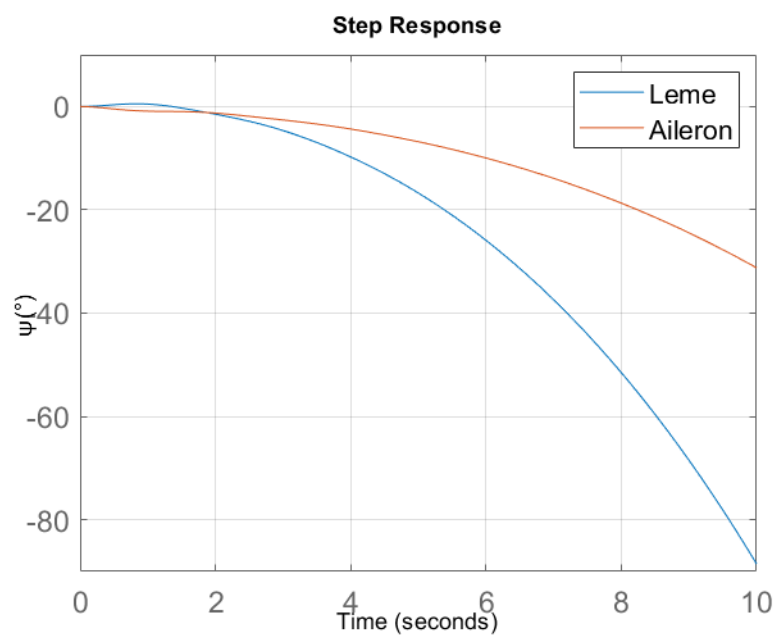
As Figuras 61 e 62 apresentam, respectivamente, as respostas a um degrau unitário decorrente do leme e do aileron, aplicado nas funções de transferência de inclinação e guinada.

Figura 61 – Resposta a um degrau unitário do leme e do aileron à função de transferência de inclinação



Fonte: O Autor

Figura 62 – Resposta a um degrau unitário do leme e do aileron à função de transferência de guinada



Fonte: O Autor

As respostas a um degrau das funções de transferência simuladas para o movimento latero-direcional indicam que, em 10 segundos, a aeronave atingiria ângulos de inclinação e guinada muito elevados, não sendo possível atingir um regime de estado estacionário. A inviabilização pode ocorrer, devido a erros de dimensionamento do próprio projeto ou a erros relacionados à modelagem matemática. Tipicamente, as derivadas utilizadas para o cálculo das funções de transferência latero-direcionais apresentam aproximações e aplicações de métodos semiempíricos analíticos que necessitam de estimativas fiéis das dimensões geométricas e das propriedades inerciais da aeronave. Em outros casos, as derivadas são obtidas a partir de simulações em *softwares* limitados que não consideram todos os efeitos da geometria, resultando, assim como nos métodos analíticos, em erros, conforme constatado nas simulações realizadas.

CONCLUSÃO

Os resultados obtidos pelo sistema de aquisição, gravação e transmissão de dados do DAS embarcado permitiram constatar a viabilidade de realizar a simulação dinâmica em tempo real de um VANT em voo, utilizando o DAS Embarcado disponibilizado pelo grupo de pesquisa Urutau Aerodesign. A etapa de gravação dos dados adquiridos em um módulo SD que se mostrou fundamental para análises, correções e simulações posteriores, como as análises estatísticas realizadas para o movimento longitudinal.

Os resultados obtidos a partir da simulação dinâmica em tempo real indicam a necessidade de reduzir do número de parâmetros simulados no computador utilizado. Entretanto, o uso do teorema do valor final para a obtenção do regime estacionário decorrente das deflexões delimitadas para a aeronave viabilizou a aplicação de uma regressão linear que estabeleceu uma relação simples de entrada e saída da modelagem. Como alternativa, o uso de regressões lineares para a simulação das funções de transferência pode reduzir o custo computacional de simulações em tempo real.

Mesmo utilizando uma aeronave com características aerodinâmicas, estruturais e geométricas muito diferentes da aeronave modelada, foi possível constatar que os comandos aplicados pelo piloto apresentaram respostas semelhantes em alguns momentos do voo para o movimento longitudinal, porém, possíveis perturbações externas ou deflexões de outras superfícies de controle influenciaram nos dados de atitude. Através dos resultados obtidos pelo movimento-latero direcional, constatou-se a necessidade de realizar uma análise dinâmica prévia das funções de transferência, a fim de identificar se o modelo é estável antes de realizar a simulação durante um voo.

Os objetivos delimitados para o trabalho foram atingidos, mesmo não sendo possível seguir de forma metódica a condição de modelagem de voo reto nivelado, pois, nesta condição, os resultados apresentados na análise estatística dos dados longitudinais poderiam identificar maior precisão. Por fim, torna-se necessário estabelecer um procedimento de teste em voo que oriente piloto a atender esta condição, além de ser necessário um marcador de condição de voo reto-nivelado, via *firmware*, para análises estatísticas posteriores dos dados, a fim de validar o modelo na condição de modelagem.

TRABALHOS FUTUROS

Uma alternativa que vise validar as funções de transferência sem que os resultados sejam influenciados por perda de pacotes ou atraso de transmissão, consiste em gravar os dados lidos pela IMU no cartão de memória após o piloto aplicar um comando análogo ao degrau unitário durante o voo. Na prática, o piloto deve ser instruído a aplicar um degrau unitário com uma magnitude específica durante determinado período. Em solo, é feita uma simulação que consiste em aplicar um degrau unitário de mesma magnitude do que foi aplicado em voo durante o mesmo período de tempo. Em seguida, faz-se a plotagem dos valores adquiridos e simulados. Também recomenda-se implementar alguma medida que indique que o problema está no modelo e que não há um efeito dos outros dispositivos.

Um alternativa que vise melhorar a performance do *firmware* embarcado consiste em utilizar um *scheduler* que gerencie a prioridade e o tempo de execução de cada tarefa do sistema em um tempo determinístico. Essa solução visa reduzir *overhead* e perda de pacotes, garantindo a amostragem das operações de forma síncrona.

Uma alternativa para leitura de dados consiste em implementar o Acesso Direto à Memória (DMA) para leitura de dados adquiridos. Desta forma, tem-se um *streaming* de dados sem a perda de amostras devido ao tempo necessário para o início de cada interrupção.

O padrão IEEE 802.15.4 é suscetível a ruídos relacionados ao clima, portanto outro padrão pode ser implementado. Também deve ser feito uma análise do casamento da taxa de transmissão com a taxa de dados. O Zigbee pode ganhar um cabeçalho muito grande por se tratar de uma rede *mesh* que, por consequência, pode resultar em uma perda de dados.

REFERÊNCIAS

- ALIEXPRESS. Instock-skywalker, avião fpv, avião fixo, controle remoto uav, modelo elétrico, kits epo. **aliexpress**, 2023. Disponível em: <<https://pt.aliexpress.com/i/32881387267.html?gatewayAdapt=glo2bra>>.
- ANDERSON, D.; EBERHARDT, S. **Understanding Flight**. 2^a. ed. Nova Iorque: McGraw-Hill, 2010.
- ANDERSON, J. **Introduction to Flight**. 8^a. ed. Nova York: McGraw-Hill Education, 2015.
- ANDRADE, R. D. O. O voo do falcão. **Revista Pesquisa Fapesp**, 2013. Disponível em: <<https://revistapesquisa.fapesp.br/o-voo-do-falcao/>>. Acesso em: 01 mar. 2023.
- ATMEL. **Datasheet ATmega640/V-1280/V-1281/V-2560/V-2561/V**. [S.l.]: [s.n.], 2014.
- ATMEL. **Datasheet ATmega328p**. [S.l.]: [s.n.], 2015.
- BENTO, M. N. Unmanned aerial vehicles: An overview. **InsideGNSS**, Janeiro 2008. 55-61.
- BLYENBURGH, P. V. **UAV Systems - Global Review**, 2006. Disponível em: <<https://www.drdr-aero.com/link/uav/>>. Acesso em: 06 mar. 2023.
- BRONZATTI, L. F. C. **Análise sobre a tecnologia de rede sem fio Zigbee / IEEE 802.15.4**. São Carlos: [s.n.], 2013.
- COOK, M. V. **Flight Dynamics Principles. A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control**. 3^a. ed. Waltham: Elsevier, 2013.
- DIRECTORATE GENERAL OF CIVIL AVIATION. **DGCA RPAS Guidance Manual**. Government of India. New Delhi. 2018.
- ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of Flight. Stability and Control**. 3^a. ed. Toronto: John Wiley & Sons, 1995.
- GENERAL ATOMICS AERONAUTICAL. ga-asi. **MQ-9B SkyGuardian**, 2023. Disponível em: <<https://www.ga-asi.com/remotely-piloted-aircraft/mq-9b-skyguardian>>. Acesso em: 01 mar. 2023.
- GOOGLE. **Google Maps**, 2023. Disponível em: <<https://www.google.com/maps/place/S%C3%ADtio+Asas+da+Selva/@-2.8964718,-60.0408248,543m/data=!3m1!1e3!4m6!3m5!1s0x926c3dcd8640ac4f:0xbbb5412d1cd94188!8m2!3d-2.897823!4d-60.0360259!16s%2Fg%2F11tf0n6n0q!5m1!1e4?entry=tту>>. Acesso em: 20 set. 2023.
- JACOB, F. **Handbook of Modern Sensors. Physics, Designs and Applications**. 5^a. ed. São Diego: Springer, 2016.
- JAGER, J. L. D. **Sistema Embarcado de Aquisição de dados e de Telemetria para Veículos Aéreos não Tripulados**. Manaus: [s.n.], 2018.

JIMÉNEZ, M.; PALOMERA, R.; COUVERTIER, I. **Introduction to Embedded Systems. Using Microcontrollers and the MSP430**. Mayaguez: Springer, 2014.

JOUAV. **Different Types of Drones and Uses (2023 Full Guide)**, 2022. Disponível em: <<https://www.jouav.com/blog/drone-types.html#jouav-scrollspy-anchor-0>>. Acesso em: 25 fev. 2023.

KEANE, A. J.; SÓBESTER, A.; SCANLAN, J. P. **Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design. A Practical Approach**. 1ª. ed. Southampton: John Wiley & Sons, 2017.

MATHWORKS. **Learning Matlab 7**. [S.l.]: [s.n.], 2005.

MOURA, R. S. **Desenvolvimento de um sistema de orientação espacial inercial**. São Carlos: [s.n.], 2013.

NOERGAARD, T. **Embedded Systems Architecture. A Comprehensive Guide for Engineers and Programmers**. 2ª. ed. Kidlington: Elsevier Inc, 2013.

NOORWALI, A.; AWAIS, M. J.; ZUBAIR, M. K. Efficient UAV Communications: Recent Trends and Challenges. **Tech Science Press**, Novembro 2021. 463-476.

OGATA, K. **Modern Control Engineering**. 5ª. ed. Nova Jersey: Prentice Hall, 2010.

PLATT, C.; JANSSON, F. **Encyclopedia of Electronic Components. Sensors**. 1ª. ed. São Francisco: Maker Media, v. 3, 2016.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. 1ª. ed. São Paulo: Salto, 2014.

ROSKAN, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls**. 6ª. ed. Lawrence: DARcorporation, 2011.

SAR, SPO. **Demandas e Orientações sobre Aviação Civil**. Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC); Conselho Nacional do Ministério Público (CNMP). Brasília. 2016.

SICILIANO, B.; OUSSAMA, K. (Eds.). **Springer Handbook of Robotics**. 2ª. ed. Heidelberg: Springer, 2016.

SINGHAL, G.; SHYAM, B. Unmanned Aerial Vehicle Classification, Applications and Challenges: A Review. **Preprints**, 27 Novembro 2018.

SKYWALKER TECHNOLOGY. skywalkermodel. **2015 Skywalker**. Disponível em: <<http://skywalkermodel.com/en/90.html>>. Acesso em: 02 set. 2023.

STALLINGS, W. **Arquitetura e Organização de Computadores**. 10ª. ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil, 2017.

URUTAU. **Relatórios Técnicos: Aerodinâmica, Estabilidade e Controle, Estruturas e Ensaios Estruturais, Cargas e Aeroelasticidade, Desempenho, Sistemas Embarcados, Projeto Elétrico e Safety Assessment, Integração de Projeto, Plantas**. Manaus: [s.n.], 2023.

VILAÇA, N. L. Projeto de um Sistema de Voo Automático para Veículos aéreos não tripulados em fase de Cruzeiro. Manaus: [s.n.], 2019.