

VÍTOR CALASENSE DE CAMPOS

**AVALIAÇÃO DE UMA ABORDAGEM PARA AQUISIÇÃO
DE DADOS EM VOO APLICADA A UMA AERONAVE
RADIOCONTROLADA**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2022

VÍTOR CALASENSE DE CAMPOS

**AVALIAÇÃO DE UMA ABORDAGEM PARA AQUISIÇÃO DE DADOS EM
VOO APLICADA A UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA**

Relatório do Projeto de Conclusão
de Curso apresentado à Universidade
Federal de Uberlândia como requisito à
obtenção do título de bacharel em
Engenharia Aeronáutica

Área de Concentração: Sistemas de aeronaves | Ensaios em voo.

Orientador

Prof. Dr. Giuliano Gardolinski Venson

UBERLÂNDIA – MG

2022



ATA DE DEFESA - GRADUAÇÃO

Curso de Graduação em:	ENGENHARIA AERONÁUTICA				
Defesa de:	PROJETO DE CONCLUSÃO DE CURSO - FEMEC43100				
Data:	20/01/2022	Hora de início:	19:10	Hora de encerramento:	20:50
Matrícula do Discente:	11611EAR021				
Nome do Discente:	VÍTOR CALASENSE DE CAMPOS				
Título do Trabalho:	Avaliação de uma abordagem para aquisição de dados em voo aplicada a uma aeronave radiocontrolada.				

Reuniu-se remotamente, por meio da Plataforma Digital Google Meet, link de acesso <https://meet.google.com/ajm-xzjq-nee>, a Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, assim composta: Prof. Tobias Souza Moraes, FEMEC/UFU; Engenheiro Mestre Felipe Machini Malachias Marques, FEMEC/UFU e Prof. Giuliano Gardolinski Venson, FEMEC/UFU, orientador do candidato.

Iniciando os trabalhos, o(a) presidente da mesa, Prof. Giuliano Gardolinski Venson, apresentou a Comissão Examinadora e o candidato, agradeceu a presença do público, e concedeu ao discente a palavra, para a exposição do seu trabalho. A duração da apresentação da discente e o tempo de arguição e resposta foram conforme as normas do curso.

A seguir o(a) senhor(a) presidente concedeu a palavra, pela ordem sucessivamente, aos(às) examinadores(as), que passaram a arguir o(a) candidato(a). Ultimada a arguição, que se desenvolveu dentro dos termos regimentais, a Banca, em sessão secreta, atribuiu o resultado final, considerando o(a) candidato(a):

Aprovado, Nota: 90.

Nada mais havendo a tratar foram encerrados os trabalhos. Foi lavrada a presente ata que após lida e achada conforme foi assinada pela Banca Examinadora.



Documento assinado eletronicamente por **Giuliano Gardolinski Venson, Professor(a) do Magistério Superior**, em 20/01/2022, às 20:54, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Tobias Souza Moraes, Professor(a) do Magistério Superior**, em 20/01/2022, às 20:55, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Felipe Machini Malachias Marques, Usuário Externo**, em 20/01/2022, às 20:55, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://www.sei.ufu.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **3311029** e o código CRC **B1AF4DCB**.

AGRADECIMENTOS

É chegado o fim de uma longa caminhada que, sem o apoio de uma enorme quantidade de pessoas, não teria sequer começado. Acima de tudo agradeço a Deus, que me concedeu saúde e vida ao longo desses bons anos de graduação. Agradeço imensamente a toda minha família pelo apoio irrestrito e incondicional e pelo sacrifício de garantir a minha formação, sobretudo aos meus pais, Ana Rita e Rafael, que sempre acreditaram e me deram todo o suporte possível para seguir em frente.

A todos os profissionais que contribuíram para minha formação, sobretudo professores do Ensino Fundamental e do Ensino Médio: me recordo com carinho de cada um de vocês e registro meu singelo muito obrigado por terem formado a minha base. Agradeço ainda aos meus amigos: amigos da vida, amigos que a Universidade trouxe para ficar, amigos do clube de aerodelismo: todos vocês fizeram parte do caminho e tonaram essa jornada ainda mais divertida com o seu companheirismo e apoio.

Agradeço à incrível Universidade Federal de Uberlândia, que foi a minha segunda casa por quase seis anos e também a seus técnicos e profissionais que fizeram parte dessa trajetória me proporcionando anos de estudo maravilhosos. Agradeço à Faculdade de Engenharia Mecânica por garantir a estrutura física e institucional para a nossa formação acadêmica. A cada um dos docentes da UFU, minha profunda reverência e respeito por todo o conhecimento compartilhado ao longo desses anos; a todos vocês e em especial ao professor Giuliano Venson, coordenador do curso, coordenador de estágio, orientador e amigo, meu eterno agradecimento.

Vítor C. de Campos

*“Shoot for the stars but if you happen to miss
shoot for the moon instead”*

- Neil Armstrong: Engenheiro Aeronáutico,
Astronauta e Primeiro homem a pisar na Lua.

CAMPOS, V. C. **AValiação de uma Abordagem para aquisição de dados em voo aplicada a uma aeronave radiocontrolada.** 2022. 82f. Projeto de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2022.

RESUMO

O propósito deste trabalho de conclusão de curso foi realizar a instrumentação de uma aeronave remotamente pilotada com motor a combustão (o qual a sujeita a elevadas vibrações) com um sistema de aquisição de dados de baixo custo disponível no mercado. Após a adequada instalação de todos os sensores no aeromodelo asa alta, foram realizados sucessivos voos de teste para avaliar a qualidade e confiabilidade da coleta de sinais. Também foram avaliados individualmente os sensores mais relevantes embarcados. O sistema Pitot-estático foi avaliado com a utilização de túnel de vento calibrado no laboratório de ensino de engenharia aeronáutica, com resultados demonstrando excelente resposta às referências de velocidade aplicadas. O receptor de GPS teve sua precisão e exatidão avaliados em um marco geodésico com coordenadas conhecidas no aeroporto de Uberlândia. Os acelerômetros da unidade inercial foram avaliados quanto à frequência de aquisição de dados e se mostraram impróprios para avaliações aeroelásticas; entretanto, a suas aplicabilidades para avaliações cinemáticas foi validada por meio da reconstrução de um modelo cinemático utilizando dados dos acelerômetros. Por fim, o barômetro foi estudado e chegou-se à conclusão de que a variabilidade das suas leituras é bastante pequena em condições estáticas e torna-se elevada quando a aeronave está sujeita a intensas vibrações do motor. Por fim, foram traçadas considerações sobre a coleta de dados, sobre a realização de voos automáticos no âmbito da realização de ensaios em voo e ainda sobre as limitações do sistema de aquisição de dados estudado. Espera-se que este trabalho permaneça como referência e ponto de partida para futuros estudos que pretendam utilizar recursos para registro de dados em voo em pequenas aeronaves radiocontroladas.

Palavras Chave: Drone; Aquisição de dados em Voo; Instrumentação; Pixhawk; Sensores; GPS; Pitot.

CAMPOS, V. C. **EVALUATION OF AN IN-FLIGHT DATA ACQUISITION APPROACH APPLIED TO A REMOTE CONTROLLED AIRCRAFT.** 2022. 82f. Undergraduate Thesis (degree in Aeronautical Engineering) – Federal University of Uberlândia, Uberlândia, 2022.

ABSTRACT

The purpose of this final thesis was to carry out the instrumentation of a remoted piloted aircraft equipped with an internal combustion engine (which induce high vibration levels) with a low cost flight data acquisition system available on the market. After the proper installation of all sensors on the high wing model Aircraft, successive test flights were carried out to assess the quality and reliability of the signals logged on the SD card. The most relevant embedded sensors were also individually evaluated. The pitot-static system was evaluated using a calibrated wind tunnel in the LEEAR (Aeronautical Engineering teaching laboratory), with results demonstrating an excellent response to the applied speed references. The GPS receiver had its precision and accuracy evaluated in a geodesic frame with known coordinates at Uberlândia Airport. The Inertial unit accelerometers were evaluated regarding the frequency of data acquisition and proved to be unsuitable for aeroelastic analysis; however, its applicability for kinematic evaluations was validated through the reconstruction of a kinematic model using accelerometer data. Finally, the barometer was studied and it was concluded that the variability of its readings is quite small under static conditions; on the other hand, when submitted to intense vibrations from the engine the log data showed great variations. Final considerations were made about the log data registration, about the realization of automatic flights within the scope of in-flight tests and also about the limitations of the studied data acquisition system. It is expected that this work will remain as a reference and starting point for future studies that intend to do flight tests in small rc models.

Keywords: Drone; Flight data acquisition; instrumentation; Pixhawk; sensors; GPS; Pitot.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Registros de leitura de ângulo de ataque em um dos acidentes do 737 MAX.	13
Figura 2 - Aeronave remotamente pilotada para mapeamento de áreas rurais.	14
Figura 3 - RPA da Empresa DHL para a entrega de medicamentos na África.	16
Figura 4 - Aeromodelo Albatroz utilizado neste Trabalho.	20
Figura 5 - Radio controle utilizado.	21
Figura 6 - Controladora Pixhawk.	22
Figura 7 - Interface da Pixhawk para cartão Micro SD.	23
Figura 8 - Conexões disponíveis na Pixhawk.	23
Figura 9 - Conexões Para Servomotores.	24
Figura 10 - Placa de Aquisição Arduino Uno.	25
Figura 11 - Sistema de Aquisição de Dados em voo da Flight Data.	26
Figura 12 - Pixhawk Cube Orange.	26
Figura 13 - Módulo de Potência da Pixhawk.	27
Figura 14 - Rádios de Telemetria.	28
Figura 15 - Diferença entre GPS e GNSS.	29
Figura 16 - Receptor GNSS utilizado neste trabalho.	30
Figura 17 – Exemplo de base GNSS de precisão utilizada para Georreferenciamentos.	30
Figura 18 - Esquema de Funcionamento da Sonda Pitot Utilizada.	31
Figura 19 - Sonda Pitot e transdutor de Pressão Diferencial utilizados.	32
Figura 20 - PPM Encoder.	33
Figura 21 - Plataforma Mission Planner.	34
Figura 22 - Visualizador de dados de Voo do Mission Planner.	35
Figura 23 - Organização dos Dados no MatLab.	35
Figura 24 - Esquematização do sistema de Aquisição de dados.	37
Figura 25 - Eixos de Referência para a Mecânica do Voo.	37
Figura 26 - Pixhawk Instalada Próxima ao CG da Aeronave.	38
Figura 27 - Calibração do Rádio Controle.	39
Figura 28 - Instalação do GNSS-Magnetômetro.	41
Figura 29 - Instalação da Telemetria na Aeronave.	42
Figura 30 - Alocação no Tubo de Pitot na Ponta da Asa.	43
Figura 31 - Pitot visualmente alinhado com o eixo longitudinal.	43
Figura 32 - Proteção do Tubo de Pitot.	44
Figura 33 - Disposição dos demais eletrônicos de voo.	45
Figura 34 - Exatidão e Precisão de receptores GNSS.	47

Figura 35 - Marcos Geodésicos no Aeroporto de Uberlândia.	47
Figura 36 - Receptor GNSS no Marco SBUL P.	48
Figura 37 - Receptor GNSS no Marco SBUL AZ.	49
Figura 38 - Posicionamento do Pitot no Túnel de Vento.	51
Figura 39 - Display de Velocidade do Ar do TV-60 e Termômetro utilizados.	52
Figura 40 - Método para encontrar os dados de interesse.	54
Figura 41 – Exatidão do Receptor GNSS.	57
Figura 42 - Precisão do Receptor GNSS.	58
Figura 43 - Altitude de GNSS registrada no Marco Geodésico.	59
Figura 44 - Resultados para Velocidade do Ar Medida.	60
Figura 45 - Comparativo entre Ground Speed e Air Speed.	62
Figura 46 - Variação de altitude Barométrica.	63
Figura 47 - Influência da Vibração do Motor no Barômetro.	64
Figura 48 - Comparativo Entre Altitudes GNSS e Barométrica.	64
Figura 49 - Resultado do Acelerômetro X no Domínio da Frequência.	66
Figura 50 - Registro de Aceleração no Eixo Z ao longo do Voo.	67
Figura 51 - Avaliação de ângulo de Ataque para Identificação da Decolagem.	68
Figura 52 - Aplicação do Filtro de Média Móvel nas Leituras.	68
Figura 53 - Distância de Decolagem medida Pela Trajetória.	69
Figura 54 - Reconstrução de Trajetória com os dados GNSS.	72
Figura 55 - Exemplo de Plano de Voo para Missões Automáticas.	73
Figura 56 - Comportamento do Estimador de Kalman em Voos Automáticos.	74

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil

DECEA – Departamento de Controle do Espaço Aéreo

RPAs – Remoted Piloted Aircraft

VANT – Veículo aéreo Não Tripulado

TAS – True Air Speed

PFD – Primary Flight Display

CG – Centro de Gravidade (de uma aeronave)

GNSS – Global Navigation Sattelite System

PBZPA – Plano básico de Zona de Proteção de Aeródromo

IMU – Inertial Measurement Unit

NOTAM – Notice to Airman

PPM – Pulse Position Modulation

PWM – Pulse Width Modulation

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Peso do Sistema de Aquisição de Dados (Autoria Própria).....	33
Tabela 2 - Coordenadas dos Marcos Geodésicos em SBUL. Obtida de INFRAERO (2020).....	48
Tabela 3 - Dados Comparativos de velocidade do Ar. (Autorial, 2021)	61

SUMÁRIO

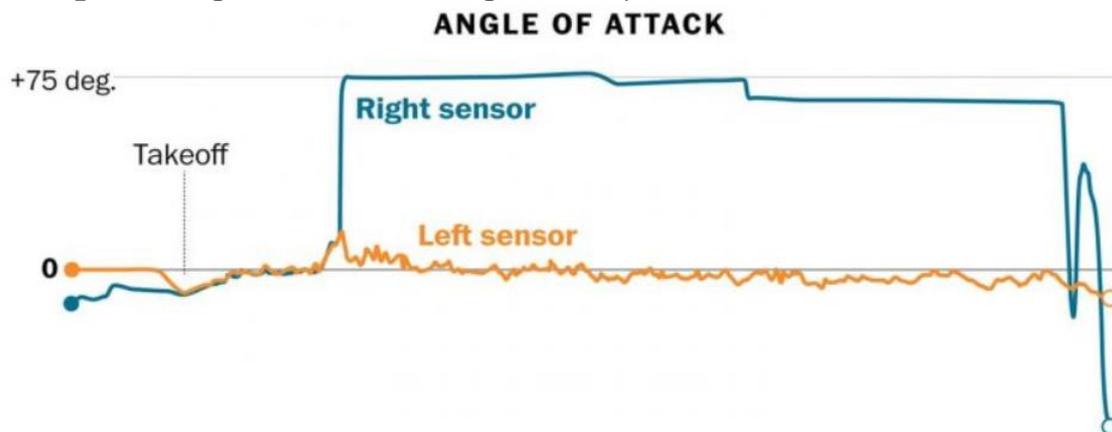
1. INTRODUÇÃO	13
1.1 Objetivos	14
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
2.1 Regulamentação Aplicável para a Operação de RPAs	18
3. OBJETOS DE ESTUDO	20
3.1 O Aeromodelo Albatroz	20
3.2 A Controladora Pixhawk Como Sistema de Aquisição de Dados	21
3.2.1 Power Module: O Adaptador de Energia	27
3.2.2 Rádios de Telemetria	27
3.2.3 Receptor GNSS-Magnetômetro	28
3.2.4 Sistema Pitot-Estático	31
3.2.5 PPM Encoder	32
3.3 Peso dos Componentes	33
3.4 Plataformas Para Análise Dos dados de Voo e Telemetria	33
4. INSTRUMENTAÇÃO DA AERONAVE	36
4.1 Instalação da Pixhawk na Aeronave	38
4.1.1 Configurando a Pixhawk pela plataforma Mission Planner	38
4.1.2 Calibração das Unidades Inerciais	40
4.2 Instalação do Receptor GNSS	40
4.2.1 Calibração do Magnetômetro	41
4.3 Instalação dos Rádios de Telemetria	41
4.3.1 Configuração da Telemetria	42
4.4 Instalação do Sistema Pitot Estático	42
4.4.1 Auto Calibração do Sistema Pitot Estático	44
4.5 Demais Instalações Eletrônicas	45
5. METODOLOGIAS E PROCEDIMENTOS	46
5.1 Avaliação do Receptor GNSS	46

5.1.1 Avaliação da Qualidade da Localização 2D.....	46
5.1.2 Avaliação da Localização Vertical (Altitude).....	50
5.2 Avaliação do Sistema Pitot Estático.....	51
5.3 Avaliação do Barômetro	52
5.4 Avaliação dos Sensores Inerciais	53
5.4.1 Avaliação da Frequência de Aquisição de Dados	53
5.4.2 Avaliação da Aplicabilidade dos Dados Inerciais.....	54
5.5 Procedimentos Para os Voos de Teste	55
6. RESULTADOS E DISCUSSÕES	57
6.1 Resultados das Análises do Receptor GNSS.....	57
6.1.1 Resultados para o Posicionamento 2D	57
6.1.2 Resultados para a variação de Altitude.....	59
6.2 Resultados da Análise do Sistema Pitot Estático.....	60
6.3 Resultados da Análise do Barômetro	62
6.4 Resultados das Análises do Sistema Inercial.....	65
6.4.1 Resultados para a Frequência de Amostragem dos Sensores Inerciais.....	65
6.4.2 Resultados para a Aplicação dos Dados Coletados.....	67
6.5 Comentários Sobre os Voos com a Pixhawk.....	70
6.6 Outros Modos de Voo da Pixhawk.....	72
6.7 Limitações Encontradas no Sistema.....	74
7. CONCLUSÕES.....	76
REFERÊNCIAS	78
ANEXO A.....	80
ANEXO B.....	81

1. INTRODUÇÃO

Eventos recentes envolvendo dois Boeings do modelo 737 MAX chocaram o mundo ao revelar escândalos e negligências no projeto e no processo de certificação dessa moderna aeronave: os dois acidentes fatais que ocorreram 2018 e 2019 voltaram muitas atenções para a qualidade, confiabilidade e robustez dos sistemas projetados para voo. Nas duas ocasiões o sistema de controle da aeronave apontou o nariz em direção ao solo em uma equivocada tentativa de evitar uma situação de stall. Graças à gravação dos dados de voo, foi possível identificar a falha de um dos sensores de ângulo de ataque em ambas as aeronaves, o que levou à inadequada atuação do sistema de controle do 737 MAX, o MCAS (*Maneuvering Characteristics Augmentation System*). O registro de dados de voo foi crucial tanto na determinação das causas dos acidentes quanto nas etapas de recertificação junto às agências reguladoras. Na Figura 1 pode-se observar o registro de discrepância no ângulo de ataque que possibilitou entender as causas do acidente.

Figura 1 - Registros de leitura de ângulo de ataque em um dos acidentes do 737 MAX.



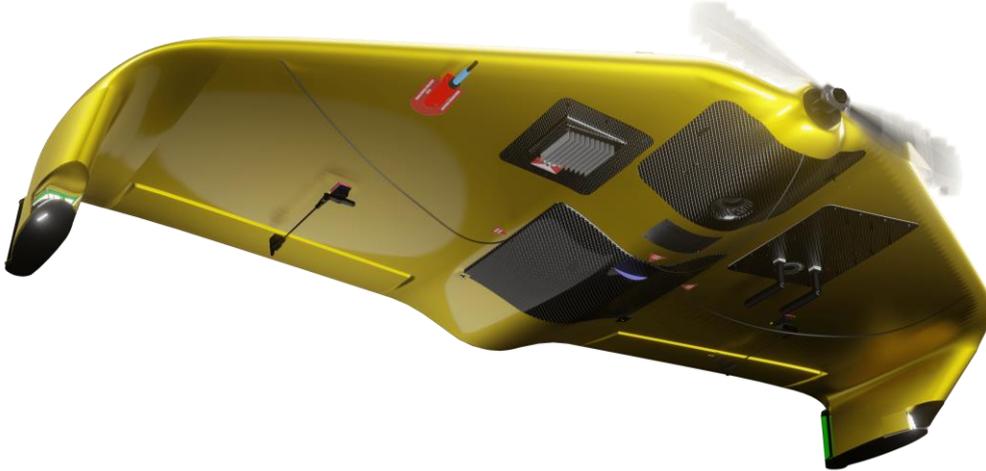
Fonte: Adaptado de <https://www.extremetech.com/extreme/289042-boeing-confirms-additional-problems-with-boeing-737-max-flight-controls> (acesso em dezembro de 2021).

Aliado ao contexto supracitado, pode-se observar um forte advento dos projetos de aeronaves autônomas e elétricas para mobilidade urbana (que são conhecidas pela sigla EVETOL) e também o crescimento exponencial das aplicações que utilizam pequenas aeronaves experimentalmente remotamente controladas para as mais diversas aplicações como mapeamentos, entregas de pequenas encomendas, inspeções vigilância, dentre muitas outras. A Figura 2 apresenta um exemplo de aeronave remotamente controlada para a realização de mapeamentos em grandes áreas rurais que é produzida completamente no Brasil.

Esse crescimento na ocupação do espaço aéreo pode levar à seguinte preocupação: como garantir que projetos de aeronaves não tripuladas e remotamente controladas têm se comportado em voo da maneira esperada? É possível entender de forma simplificada e barata os mecanismos

físicos que agem durante um voo de aeronave não tripulada e confrontá-los com aquilo que é esperado do projeto? Tanto no caso dos VANT's (veículos aéreos não tripulados) como no caso dos 737 MAX, a resposta apenas pode ser obtida por meio de longas campanhas de ensaios em voo, cujos objetivos são, principalmente, validar as características de voo e a segurança esperadas para um determinado projeto.

Figura 2 - Aeronave remotamente pilotada para mapeamento de áreas rurais.



Fonte: <https://i0.wp.com/xmrobots.com.br/wp-content/uploads/2021/08/arator2.png?fit=3840%2C2160&ssl=1>
(acesso em dezembro de 2021).

Grandes fabricantes como Boeing, Airbus e Embraer dispõem de abundantes recursos financeiros e técnicos para validar o comportamento de suas aeronaves para as campanhas de certificação e de validação de modelo. Por outro lado, protótipos de aeronaves experimentais radio controladas, VANT's e projetos universitários – como por exemplo o AeroDesign, que projeta pequenas aeronaves experimentais para competição – precisam otimizar seus recursos para realizar ensaios em voo relativamente baratos e de forma simples. Nesse cenário de ensaios em voos de protótipos (para a indústria ou para aplicações acadêmicas), entra a PIXHAWK, uma placa controladora desenvolvida para controlar veículos remotamente operados (carros, barcos, helicópteros, aeronaves) e que possui como grande diferencial a capacidade de atuar como ferramenta de registro de dados em voo, funcionando como uma verdadeira “caixa preta” para pequenas aeronaves.

1.1 Objetivos

O presente trabalho de conclusão de curso possui como objetivo realizar a adequada instrumentação de uma aeronave radiocontrolada com motor a combustão utilizando uma placa controladora do tipo Pixhawk combinada com alguns sensores periféricos relevantes (receptor GNSS e tubo de Pitot). Na sequência serão avaliados os principais componentes do sistema de aquisição e registro de dados, bem como a qualidade e utilidade dos dados adquiridos para os mais importantes sensores embarcados na aeronave (a saber: receptor GNSS, Tubo de Pitot, Acelerômetros e Barômetro). Por fim, o sistema de aquisição de dados será avaliado em voo, verificando a confiabilidade

e qualidade dos sinais obtidos, bem como o comportamento com relação à resposta dos comandos e resistência às intensas vibrações mecânicas presentes neste tipo de aeronave.

Este relatório técnico também tem por objetivo servir de referência e manual para futuros trabalhos que pretendam realizar ensaios em voos com aeronaves remotamente controladas: uma expressiva quantidade de informações relevantes para uma adequada instalação dos sistemas de controle/coleta de dados serão abordadas, o que provavelmente poupará aos futuros pesquisadores um valioso tempo geralmente despendido na etapa de instrumentação.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A utilização de aeronaves não tripuladas para os mais diversos fins já é uma realidade: sua aplicação vai desde o georreferenciamento de terrenos e áreas agrícolas à entrega de encomendas, apoio em operações de resgate e de segurança, entre outros. A exemplo, RANGO, et al. (2006) mostraram que aeronaves não tripuladas são capazes de auxiliar no mapeamento e gerenciamento de áreas agrícolas. Ainda nesse contexto, JENSEN et. al. (2011) citam como as RPAs (*remoted piloted aircrafts*, ou aeronaves remotamente pilotadas). são capazes de prover imagens multiespectrais de alta resolução com total controle do usuário de quando e onde essas imagens serão tomadas. A empresa DHL já iniciou aplicações com o uso de VANT's para o controle de estoque em seus armazéns. Além disso, a empresa já utiliza RPAs para realizar envio de medicamentos a locais de difícil acesso no Leste da África (Figura 3) e planeja utilizá-los em entregas locais de pequenas encomendas.

Figura 3 - RPA da Empresa DHL para a entrega de medicamentos na África.



Fonte: <https://www.dhl.com/content/dam/dhl/local/global/core/images/text-generic-1592x896/global-core-pr-10042018.web.796.448.jpg> (acesso em novembro de 2021).

De acordo com HOFFER (2014), muitos obstáculos ainda precisam ser superados para uma integração mais segura dos VANT's no cotidiano da sociedade, sendo o principal deles a questão da segurança dos veículos não tripulados, o que demanda uma boa caracterização física do modelo para a adoção de leis de controle adequadas. Os parâmetros dinâmicos desses pequenos VANT's costumam ser determinados por meio de custosas horas de ensaios em túnel de vento, sendo a coleta de dados em voo uma excelente e vantajosa alternativa para a construção de um modelo dinâmico representativo de todas as condições de voo.

Ademais, segundo JATEGAONKAR (2006) a adoção de sensores em um VANT pode ser bastante vantajosa para a validação de parâmetros de projeto (como parâmetros de estabilidade e performance) os quais podem ser especialmente úteis para a elaboração de simuladores de voo mais realistas, avaliação da qualidade do voo, avaliação de piloto automático, dentre outros. Nessa mesma linha de raciocínio, segundo RAYMER (2018), alguns parâmetros como o máximo coeficiente de sustentação e margem estática não podem ser precisamente obtidos nem mesmo com refinados testes em túnel de vento, sendo necessário coletar dados mais detalhados em voo para concretizar esse tipo de validação.

Por fim, uma aeronave não tripulada que conte com uma instrumentação de qualidade pode otimizar sua operação para uma determinada missão, a exemplo voando na velocidade TAS de máximo alcance ou na velocidade de máxima autonomia, otimizando assim o consumo energético para a conclusão de um objetivo – VENSON (2020), ou ainda voando abaixo das velocidades de soft e hard flutter. Os sensores embarcados também podem registrar dados referentes a esforços estruturais e comportamentos dinâmicos do corpo rígido, informações que são especialmente úteis para a avaliação de características de mecânica do voo e de estabilidade.

A placa controladora Pixhawk é amplamente utilizada mundo afora para o projeto de VANT's, tanto para fins comerciais quanto para fins de hobby-modelismo e fins acadêmicos. A exemplo, Caiazza (2015) realizou com sucesso a instrumentação de um aeromodelo elétrico utilizando uma Pixhawk sem, entretanto, estudar mais detalhadamente suas capacidades de registro de dados ou a qualidade dos dados dos principais sensores. A comunidade que utiliza a plataforma é muito ampla e colaborativa e há um grande acervo de informações online sobre o funcionamento, as boas práticas e as capacidades da Pixhawk, sobretudo no site ardupilot.org, de onde muitas informações foram obtidas para a realização deste trabalho.

Já no Brasil, é possível encontrar apenas poucos exemplos documentados da realização de ensaios em voo em aeronaves radio controladas de pequeno porte. SILVA (2021) em sua tese de mestrado equipou uma RPA flexível com um sistema da fabricante *Eagle Tree* (bastante semelhante à Pixhawk), enfrentando diversas dificuldades no que diz respeito à apropriada instrumentação da aeronave e aos voos realizados em terceira pessoa. Por outro lado, buscando trabalhos realizados especificamente com a Pixhawk, encontramos a produção de BEGHELLI (2019) que procurou identificar parâmetros de estabilidade e mecânica do voo em um aeromodelo elétrico com o uso de sensores inerciais de uma Pixhawk, enfrentando dificuldades para tratar e definir quais sinais de fato utilizar nas análises e apontando como grande limitante para a coleta de dados a operação manual da aeronave. A equipe TUCANO e também outras equipes de AeroDesign brasileiras enfrentam grandes dificuldades para realizar uma adequada instrumentação e coleta de dados de seus protótipos. Esses exemplos evidenciam que a tecnologia de placas controladoras aplicada à coleta de dados em voo ainda não é amplamente dominada e aplicada no Brasil, sobretudo no âmbito da pesquisa e desenvolvimento dentro das universidades, o que proporciona grande espaço para estudos sobre o tema.

2.1 Regulamentação Aplicável para a Operação de RPAs

Por conta das recentes controvérsias que têm envolvido o uso dos chamados drones nos espaços aéreos, a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) publicou uma normativa denominada RBAC E-94 (regulamento brasileiro de aviação civil especial número 94). Essa norma versa sobre a correta utilização de RPAs. Sendo uma das etapas deste trabalho o registro de dados em voo utilizando um aeromodelo remotamente controlado, a legislação supracitada foi consultada para adequar as operações aos requerimentos exigidos pela RBAC 94 e também pela ICA 100-40, regulamentação do DECEA (departamento de controle do espaço aéreo) que traz as orientações para o voo das RPA.

Na documentação da ANAC os aeromodelos são diferenciados das RPAs: aeromodelos são as aeronaves utilizadas com o fim único de recreação, enquanto RPA são as aeronaves utilizadas com fim diverso de recreação (RBAC 94.3 (a) (1 e 2)). Entretanto, para todas as veículos, recreativos ou não, que ocupam o espaço aéreo brasileiro, é requerido um cadastro no sistema SISANT (Sistema de Aeronaves não Tripuladas) da ANAC. Esse registro gera um documento com um número de matrícula para aquela aeronave específica, com dados do operador e aplicabilidade das operações. Esse registro, entretanto, não integra o Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB) e para consultá-lo é necessário realizar o download de um banco de dados no site da ANAC. O registro da aeronave utilizada neste projeto foi realizado seguindo as orientações do portal SISANT, sendo gerado o certificado de matrícula de registro PR-122021123 disponível no ANEXO A.

A RBAC 94 ainda veta a execução de voos automáticos por qualquer tipo de RPA que não seja certificada para tanto (RBACE 94 (a) (10)) e também a execução de voos que possam colocar em risco pessoas não anuentes com a operação.

As normas do DECEA referentes à operação de RPA estão no documento chamado de ICA-100-40 "**Aeronaves não tripuladas e o acesso ao espaço aéreo brasileiro**". Nesta regulamentação são determinados os parâmetros para a realização de um voo de aeronave pilotada remotamente. Dentre os requisitos expostos, um dos mais relevantes é a determinação do perímetro de voo: todos os voos devem ser realizados de forma *VLOS (Visual Line of Sight)*, ou seja, dentro da linha de visada visual, a não ser que sejam certificados e autorizados pela ANAC para operações fora da linha de visão. Os voos também são permitidos apenas em altitudes consideradas "muito baixas" no que diz respeito ao espaço aéreo aéreo: abaixo de 400 pés, ou cerca de 120 metros, quando a uma distância de nove quilômetros de aeroportos registrados; para distâncias inferiores, as restrições de altitude são ainda mais severas e não serão discutidas neste trabalho. Também é requerido que todos os voos sejam realizados mediante solicitação de voo via portal SARPAS. As solicitações de voo não são informadas às terminais de controle de espaço aéreo e nem tampouco às torres de controle dos aeroportos próximos a não ser que o voo seja solicitado no interior de uma zona de proteção de aeródromo, sendo nesses casos emitido um aviso no NOTAM.

No âmbito deste trabalho, todos os voos foram executados em áreas destinadas ao aeromodelismo, longe de terceiros não anuentes com a operação, afastado mais de 9 quilômetros de aeroportos registrados e sempre dentro da linha de visada visual. Motivado por esses fatores, os voos não foram realizados mediante autorização de uso do espaço aéreo pelo portal SARPAS do DECEA. Para trabalhos futuros que pretendam voar aeronaves em condições diferentes das aqui citadas, incluindo voos automáticos ou próximo a áreas habitadas, a orientação é realizar todos os procedimentos de solicitação de voo junto ao DECEA a fim de adequar as operações às normativas vigentes e evitar a responsabilização prevista em lei para o descumprimento das normas aeronáuticas.

3. OBJETOS DE ESTUDO

Dado o objetivo deste trabalho de montar e avaliar um sistema de aquisição de dados em voo, duas plataformas são essenciais para a realização dos estudos: o próprio sistema de aquisição e de gravação de dados e também a aeronave radio controlada utilizada como base para os voos e avaliações. Ao longo dos itens a seguir serão descritas as características relevantes da aeronave utilizada e também serão detalhadas as características do sistema de aquisição de dados e dos acessórios periféricos utilizados.

3.1 O Aeromodelo Albatroz

A aeronave remotamente pilotada utilizada é um Albatroz da fabricante Incoaer, mostrado na Figura 4. Trata-se de um aeromodelo asa alta produzido artesanalmente (sem projeto) no interior do estado de São Paulo. A sua fuselagem é moldada em fibra de vidro. A asa e o estabilizador horizontal são de isopor chapeados com madeira balsa. O modelo é bastante popular no universo do aeromodelismo nacional, possuindo excelentes características de voo.

Figura 4 - Aeromodelo Albatroz utilizado neste Trabalho.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

O Albatroz é equipado com um motor a combustão interna de 0.52 polegadas cúbicas de um único cilindro, o que faz com que as vibrações sejam um desafio a mais para a aquisição de dados. O aeromodelo ainda possui 4 servomotores do tipo padrão (sendo um para o profundor, um para o leme de direção, um para os ailerons e um para o acelerador/carburador), uma bateria de Lítio Ferro (LiFe) de 6.6 volts e 1500 mAh para alimentar os componentes eletrônicos, que incluem um receptor de sinal de rádio de 9 canais. A aeronave possui um tanque de combustível de 0,3 l (10 onças) e, quando totalmente abastecida, possui uma autonomia de voo é de cerca de 20

minutos. Entretanto, por motivos de segurança e para garantir uma boa margem para o procedimento de pouso, todos os voos sempre são realizados com no máximo 10 minutos de duração.

Características Físicas do Modelo:

- Envergadura: 1,50 m
- Corda na Raíz: 0,285 m
- Corda na Ponta: 0,260 m
- Comprimento: 1,21 m
- Peso Vazio: 2882 g
- Peso de Decolagem: 3182 g
- Peso Máximo de Decolagem: Não conhecido.
- Polar de Arrasto: Não Conhecida.
- Centro de Gravidade: Alocado a aproximadamente 30% da corda da raiz, de acordo com o fabricante e avaliado de maneira qualitativa.
- Hélice utilizada: MASTER 11x7 (Diâmetro x Passo)
- Combustível Utilizado: Metanol + Nitro metano (10%) e óleo lubrificante (16%).

Para controlar a aeronave em voo é utilizado um sistema de rádio de 9 canais da fabricante *Turnigy Power Systems*, que opera na frequência de 2,4 Ghz e é mostrado na Figura 5.

Figura 5 - Radio controle utilizado.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

3.2 A Controladora Pixhawk Como Sistema de Aquisição de Dados

A Pixhawk, mostrada na Figura 6, nada mais é do que um microcomputador elaborado para gerenciar a operação de veículos remotamente controlados (sejam eles aviões, helicópteros,

barcos, multicópteros). Tornou-se popular mundo afora devido ao seu baixo preço e à sua fácil integração com diferentes tipos de operações e atualmente possui uma extensa comunidade internacional que gera conteúdo para auxiliar na sua utilização. O seu preço é de cerca de 1000 reais pelo site do Aliexpress na cotação do dólar de dezembro de 2021 (considerando kit da Pixhawk + tubo de Pitot e sensor de pressão diferencial). A sua principal aplicação (e provavelmente a mais popular) é justamente como controladora de multicópteros (drones). A Pixhawk, entretanto, também tornou popular em trabalhos acadêmicos devido às suas capacidades de registro de dados em voo: trata-se de uma forma relativamente simples e muito barata de realizar ensaios em voo para análise de características de modelo, voos automáticos, missões de mapeamento e muitas outras aplicações.

A Pixhawk possui duas unidades inerciais (IMUs) independentes alocadas em seu interior, cada qual contando com giroscópios e acelerômetros de 3 eixos. Também é equipada com barômetro e sensor de temperatura internos.

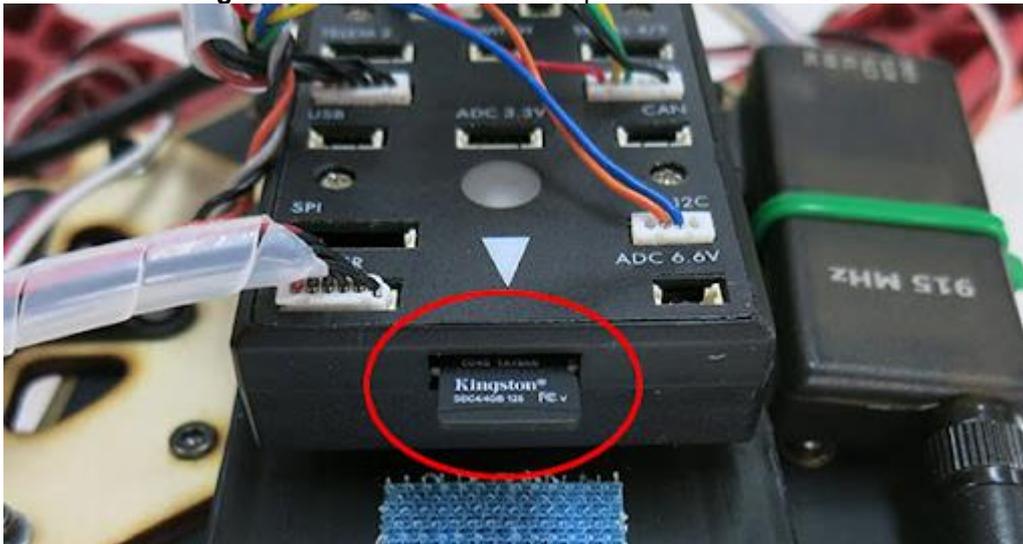
Figura 6 - Controladora Pixhawk.



Fonte: <https://uavsystemsinternational.com/products/3d-robotics-pixhawk-flight-controller-not-chinese-clone>
(Acesso em dezembro de 2021).

A placa possui interface micro USB para conexão com o computador – por onde se realizam as atualizações de firmware. Possui ainda interface nativa para cartão de memória micro SD, mostrado na Figura 7, sendo esse recurso primordial para a gravação de dados em voo com qualidade: o cartão de memória funciona como o *Flight Data Recorder (FDR, ou caixa preta)* das aeronaves comerciais. Os dados são gravados em extensão .BIN (binário) e denominados “Logs” de voo, os quais devem ser processados/convertidos em um computador para posterior análise.

Figura 7 - Interface da Pixhawk para cartão Micro SD.

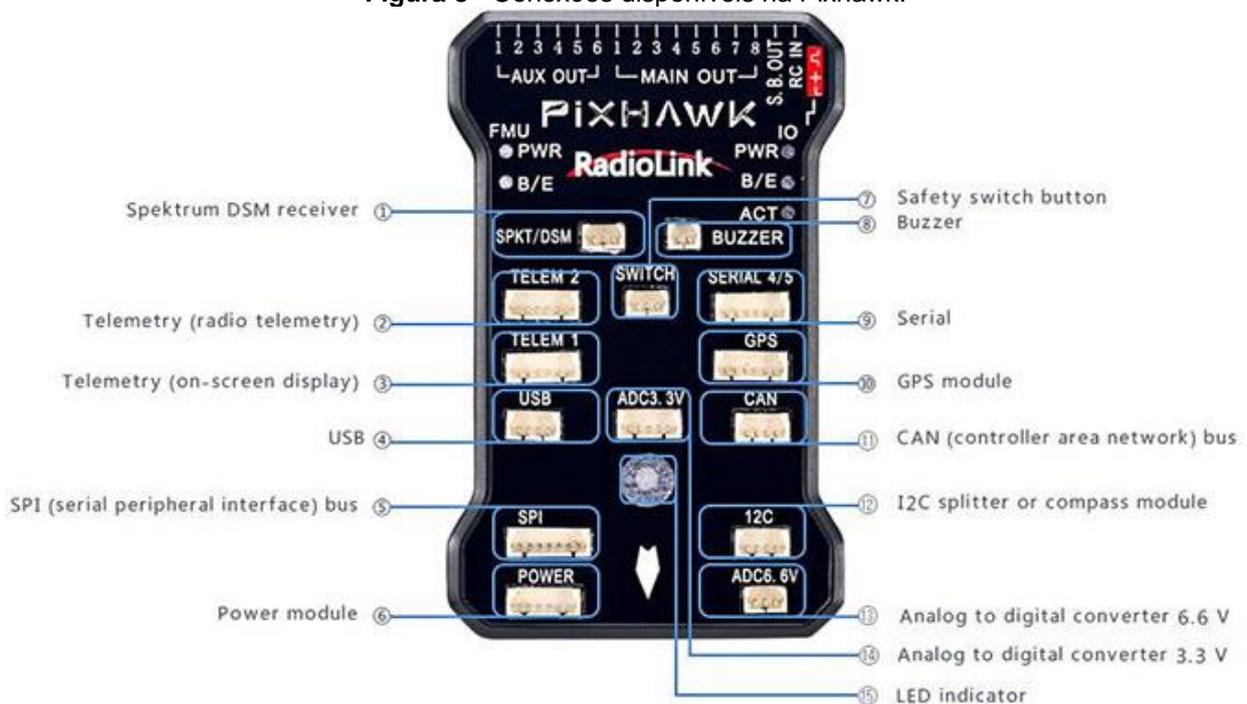


Fonte: http://www.tuffwing.com/support/Georeferencing_Images_Using_a_Pixhawk_Log_File_and_Pix4D.html (Acesso em dezembro de 2021).

Na sua parte superior, encontram-se diversas conexões que são utilizadas para integrar acessórios de forma bastante simples e segura. É neste local que estão as conexões para o receptor GNSS, Tubo de Pitot, alimentação elétrica, buzzer indicador, magnetômetro e outros, conforme detalhado na Figura 8.

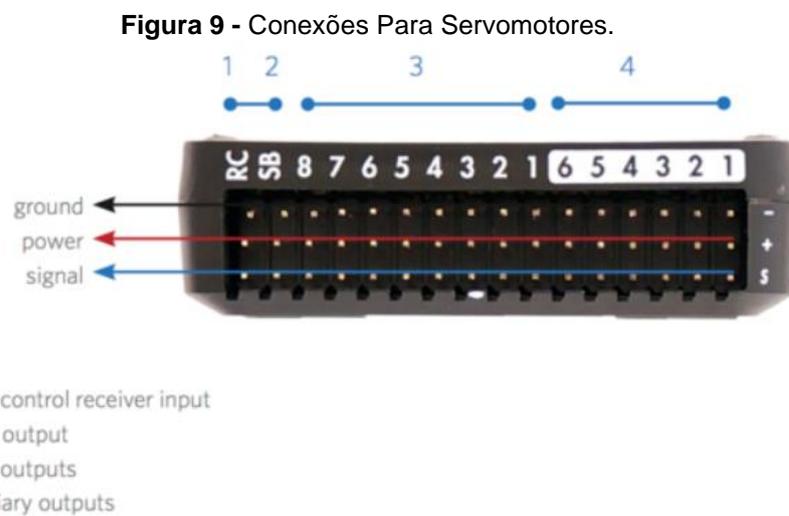
A taxa de aquisição dos sensores para o modelo utilizado é dita de 1 kHz pela fabricante, podendo chegar a 8 kHz em modelos mais recentes da controladora.

Figura 8 - Conexões disponíveis na Pixhawk.



Fonte: https://www.researchgate.net/figure/Figure-B1-Top-view-of-Pixhawk-hardware-with-labeled-ports-Pixhawk-2013_fig27_329774661 (Acesso em dezembro de 2021).

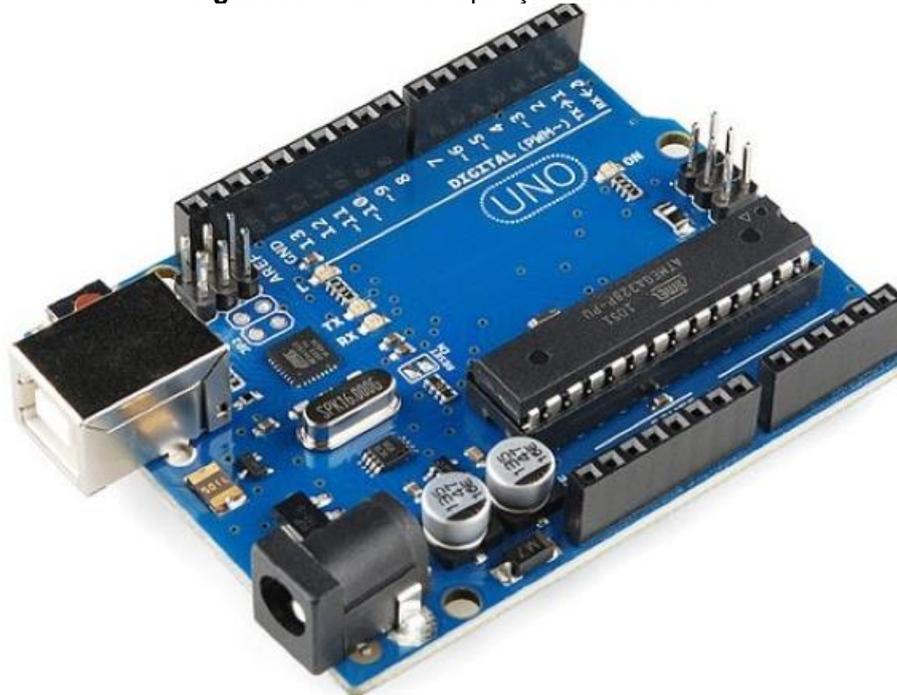
Na sua parte traseira, encontra-se uma trilha de conexões padrão para servomotores em padrão *Futaba* (que é o padrão mundial em uso para eletrônicos de aeromodelos), conforme mostrado na Figura 9. Utilizando essas conexões é possível habilitar o controle e o registro das movimentações das superfícies de controle do modelo por meio da Pixhawk. É por essa via que a controladora também gerencia e registra a operação de motores elétricos, os quais geralmente equipam multicópteros e pequenos aeromodelos. Por segurança, essa trilha de conexões não é energizada pela fonte elétrica da controladora e, portanto, é necessário conectar uma bateria apropriada (que forneça entre 4,8 e 6,6 volts de corrente contínua) à operação de servo motores a qualquer um dos canais disponíveis nesse local.



Fonte: <https://aws1.discourse-cdn.com/business5/uploads/bluerobotics/original/2X/b/be6428f25a8296ee31b7e65606cb9d8461923368.png> (Acesso em dezembro de 2021).

Ao levantar informações sobre a Pixhawk, é possível inferir que suas capacidades, tamanho físico e aplicabilidade se assemelham muito a um outro microcomputador de uso geral bastante conhecido: o Arduíno, mostrado na Figura 10. Ambos possuem fácil integração com outros sensores, custo acessível e vasta comunidade que fornece informações e códigos-fonte. O Arduíno possui um custo relativamente mais baixo (por volta de cem reais).

Figura 10 - Placa de Aquisição Arduino Uno.



Fonte: <https://www.filipeflop.com/produto/placa-uno-r3-cabo-usb-para-arduino/> (acesso em dezembro de 2021).

As semelhanças acabam, entretanto, quando passamos a analisar a aplicabilidade de ambos os sistemas para o uso em aeronaves remotamente controladas: a Pixhawk foi pensada e desenvolvida para este propósito enquanto o Arduino, não. Além de conexões mais firmes para suportar as vibrações, a Pixhawk já conta com uma vastidão de acessórios nativos voltados para o uso em voo, enquanto o Arduino, para integrar esses acessórios, precisaria de adaptações e programações bastante específicas. A Pixhawk também conta com suporte nativo para registro em cartão de memória, unidades inerciais internas e uma grande quantidade de Firmwares disponíveis para instalação, sem a necessidade de qualquer tipo de programação adicional. Por essas razões, para as aplicações de coleta de dados em voo de baixo custo, a Pixhawk é, sem dúvida a alternativa mais adequada, mesmo que o Arduino possa atingir frequências de aquisição de dados (clock) superiores, podendo chegar à casa dos 200 kHz.

É possível encontrar no mercado alguns sistemas mais avançados para a realização de coleta de dados, como o mostrado na Figura 11, produzido pela empresa *Flight Data*. Esses sistemas, entretanto, são voltados para aeronaves executivas, comerciais ou drones militares de grande porte, de forma que as informações disponibilizadas pelos fabricantes para o público em geral são bastante restritas.

Figura 11 - Sistema de Aquisição de Dados em voo da Flight Data.



Fonte: <https://flightdata.aero/> (Acesso em dezembro de 2021).

Além da Pixhawk utilizada neste trabalho, foram lançadas novas controladoras com pequenas melhorias nas capacidades de registro de dados e com unidades inerciais de maior qualidade de redundância e de isolamento de vibrações mecânicas: são as Pixhawk cube, mostradas na Figura 12.

Figura 12 - Pixhawk Cube Orange.



Fonte: https://docs.px4.io/master/en/flight_controller/cubepilot_cube_orange.html (Acesso em dezembro de 2021).

Neste trabalho foram utilizados os acessórios da Pixhawk mais relevantes disponíveis no laboratório da Universidade. Sua descrição estará nos itens 3.2.1 a 3.2.5.

3.2.1 Power Module: O Adaptador de Energia.

O módulo de potência é um adaptador utilizado para alimentar a Pixhawk com corrente contínua limpa a 5,37 volts através de um cabo JST-GH de 6 vias (Figura 13). Sua entrada possui um conector XT-60, padrão de aeromodelismo, o que facilita o uso de baterias destinadas ao hobby. A tensão de entrada aceitável é de até 18 Volts, o que corresponde a uma bateria de Lipo de 4 células. Outros tipos de baterias podem ser utilizados para alimentar a controladora, como a exemplo baterias de LiFe e de níquel, também comuns em aeromodelos. Esse mesmo módulo também pode ser programado para funcionar como um medidor de tensão e corrente, possibilitando monitorar e registrar a saúde da bateria ao longo do voo. No caso de aplicações em aeronaves com motorização elétrica, o módulo de potência pode ser alimentado pela bateria do grupo propulsor.

Figura 13 - Módulo de Potência da Pixhawk.



Fonte: <https://manuals.plus/wp-content/uploads/2021/12/Holybro-PM02D-Pixhawk-5X-Power-Module.png>
(Acesso em dezembro de 2021).

3.2.2 Rádios de Telemetria.

O sistema de rádios da Pixhawk, mostrado na Figura 14, é constituído por dois módulos idênticos que transmitem, em frequência de 433 MHz, dados entre a plataforma de voo e uma estação de monitoramento remota, que geralmente é composta por um notebook. Por operar em uma frequência bastante diferente daquela em que opera o rádio controle, não deverão ser observadas interferências entre o sinal da telemetria e o sinal de comando da aeronave.

A conexão física do módulo de rádio com a Pixhawk é feita por meio de um cabo JST-GH de 5 vias enquanto a conexão do módulo de solo com o notebook acontece via cabo micro USB.

Figura 14 - Rádios de Telemetria.

Fonte: <https://ae01.alicdn.com/kf/HTB16aBVPXXXXXXQapXXq6xXFXX1/Kit-de-r-dio-telemetria-3d-robotic-3dr-433mhz-915mhz-915-para-vers-o-padr-o.jpg> (Acesso em dezembro de 2021).

O sistema de rádios utilizado para este trabalho é um dos mais simples dos disponíveis no mercado, com 100 mW de potência de transmissão e antenas de 3 dBi. O alcance dito pela fabricante é de cerca de 1 milha em condições ideais (1,6 quilômetros) e a frequência de transmissão do pacote de dados informada é de 2 Hz. Novos sistemas de telemetria com maior potência de transmissão podem ser encontrados em sites de venda estrangeiros. Ademais, as antenas são instaladas por meio de conexão rosqueada, de maneira que é possível adaptar à estação de solo uma antena de maior capacidade de recepção/transmissão de dados. As principais informações transmitidas são: posição da aeronave, atitude, velocidade, altitude, orientação magnética.

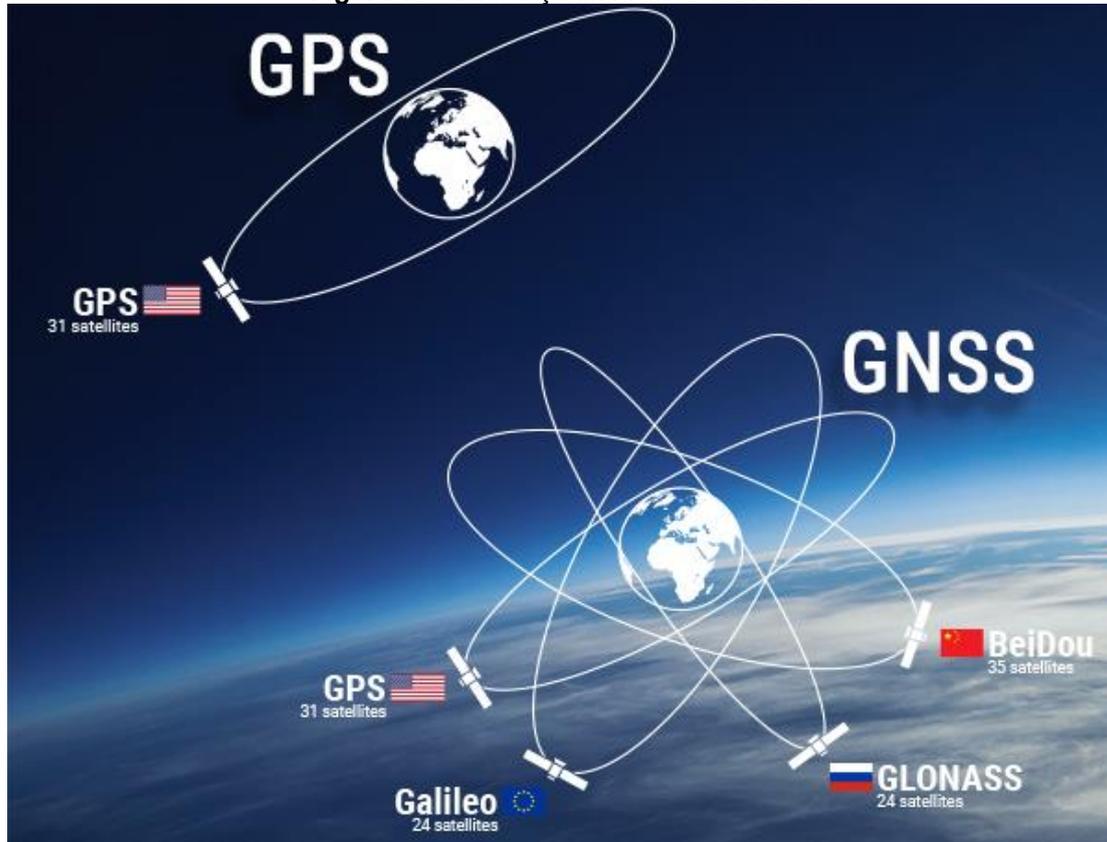
Além de possibilitar a transmissão de informações do voo em tempo real para uma base de monitoramento, os rádios de telemetria possibilitam realizar toda a configuração sem a utilização de cabos USB (exceto para atualizações de Firmware, as quais são obrigatoriamente realizadas via USB), o que agrega muita praticidade ao sistema.

3.2.3 Receptor GNSS-Magnetômetro

Um receptor GNSS (*Global Navigation Satellite System*) recebe sinais de diversas constelações de satélites para determinar sua posição geodésica na elipsoide terrestre. Receptores GNSS

frequentemente são confundidos com receptores de GPS: O GNSS recebe sinais tanto da constelação GPS (Estados Unidos) quanto de outras constelações, a saber: Beidou (China), Galileo (União Europeia) e Glonass (Rússia), conforme ilustrado na Figura 15. Por localizar um maior número de satélites, o GNSS possui como vantagens uma alocação de posicionamento mais veloz, melhor precisão de localização e menores chances de falha por falta de sinal.

Figura 15 - Diferença entre GPS e GNSS.



Fonte: <https://www.informatie360.com/difference-between-gps-and-gnss/> (Acesso em dezembro de 2021).

O sistema GNSS da PIXHAWK, mostrado na Figura 16, permite localizar a latitude e a longitude de seu posicionamento em coordenadas do sistema *World Geodetic System* de 1984 (WGS-84). Esse é o sistema mais comumente utilizado na aviação e por sistemas de navegação no mundo todo por possuir como DATUM o Meridiano de Greenwich e a Linha do Equador, a partir de onde o posicionamento é determinado em graus de latitude (Norte ou Sul) e Longitude (Leste ou Oeste). O receptor também localiza o valor da altitude geodésica, que é a altitude com relação ao modelo elipsoidal da Terra, o qual é frequentemente aproximado para a altitude em relação ao nível do mar.

A exatidão esperada para essa localização é relativamente baixa, uma vez que o equipamento em questão não se trata de um receptor GNSS de elevada qualidade e precisão como o mostrado na Figura 17. É por meio dos dados de GPS que muitas informações importantes ao voo são registradas, como *Ground Speed*, posição instantânea, taxa de variação de altitude, raio de curva, distância de decolagem, entre outros.

De acordo com as informações públicas disponibilizadas pelo governo dos Estados Unidos sobre a sua constelação de **GPS** a acuracidade das medições em campo aberto está dentro de até 4,9 metros (raio) para a posição. Com relação às medidas de velocidade, o sinal fornecido pela constelação permite obter uma margem de acuracidade menor que 0,006 m/s com 95% de confiabilidade.

Figura 16 - Receptor GNSS utilizado neste trabalho.



Fonte: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-installing-3dr-ublox-gps-compass-module.html> (Acesso em dezembro de 2021).

Figura 17 – Exemplo de base GNSS de precisão utilizada para Georreferenciamentos.



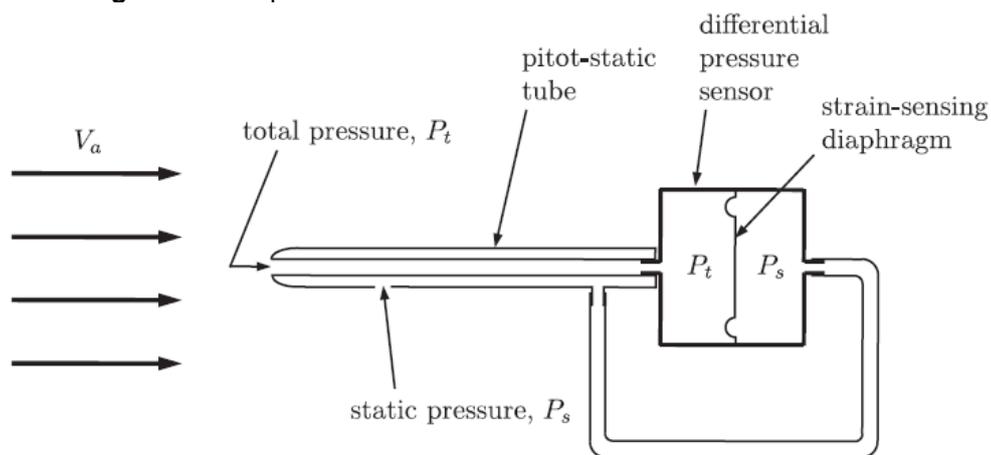
Fonte: <http://sc04.alicdn.com/kf/H5c2cbe77cf1f4508ba9e79d232dc21e97.png> (Acesso em dezembro de 2021).

Integrado ao sensor de GNSS há um magnetômetro, ou bússola magnética, cuja função é identificar o norte magnético da Terra e determinar a orientação do nariz da aeronave com relação a esse norte. Esse recurso é especialmente importante para a realização de voos automáticos e para estudos de trajetória de voo.

3.2.4 Sistema Pitot-Estático

Um dos recursos mais interessantes disponíveis para a Pixhawk é o sistema Pitot-Estático. Trata-se de uma pequena sonda metálica (composta por um tubo de Pitot e uma tomada estática) que se conecta a um transdutor de pressão por meio de tubos de silicone (sendo um tubo para a pressão de estagnação e um tubo para a pressão estática), conforme o esquema da Figura 18. O transdutor afere a informação de pressão diferencial (*pressão de estagnação-pressão estática*) e, a partir de leituras da temperatura do ar, utiliza a equação de Bernoulli para transformar esse diferencial de pressão em uma leitura de velocidade do ar verdadeira, ou TAS. O equipamento utilizado é mostrado na Figura 19.

Figura 18 - Esquema de Funcionamento da Sonda Pitot Utilizada.



Fonte: Retirado de (BEARD; MCLAIN, 2012, p147).

Obter leituras de velocidade do escoamento é especialmente importante para avaliações do comportamento de uma aeronave em voo, uma vez que todas as interações aerodinâmicas são quantificadas a partir da velocidade de ar e não da velocidade com relação ao solo. A velocidade do ar, ou “*airspeed*” é usada para avaliar a sustentação e o arrasto de uma aeronave, seus parâmetros de desempenho (velocidades de máximo alcance e de máxima autonomia, velocidade de stall, coordenação de curvas e muitos outros) e também parâmetros aeroelásticos que levam em consideração as interações fluido-estrutura, como a exemplo o flutter e a divergência.

Figura 19 - Sonda Pitot e transdutor de Pressão Diferencial utilizados.

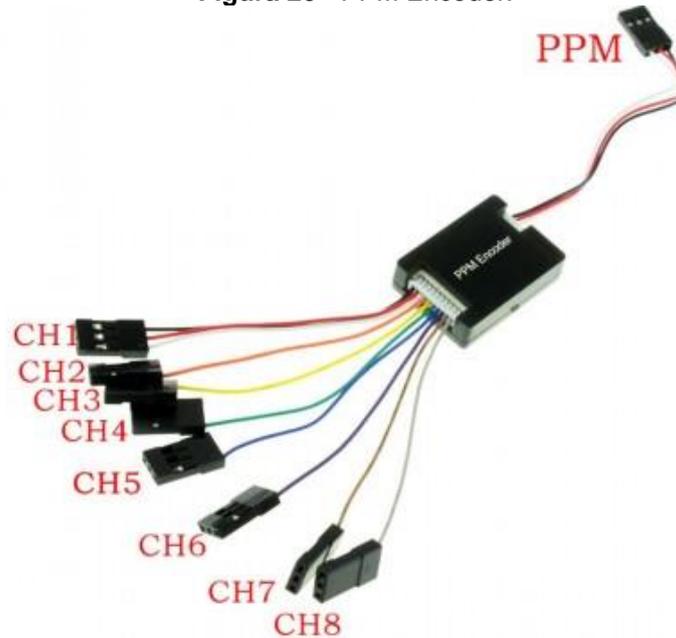


Fonte: <https://www.amazon.es/HobbyKing-HKPilot-Digital-Sensor-Booole/dp/B01EE0TACA> (Acesso em dezembro de 2021).

3.2.5 PPM Encoder

Sinais PPM (*Pulse Position Modulation*) e PWM (*Pulse Width Modulation*) são tipos diferentes de modulação de sinais digitais que não serão discutidos em detalhe neste trabalho. Os sinais enviados pelo controle ao receptor de rádio da aeronave são modulados em formato PWM (que é o padrão para rádios de aeromodelismo). O receptor de rádio decodifica o sinal recebido e envia a informação de cada canal de rádio para sua saída correspondente no receptor, a qual será conectada a um servomotor que, por sua vez, movimentará as superfícies de controle. O PPM encoder mostrado na Figura 20 é um acessório capaz de reorganizar o sinal PWM de até oito canais do receptor em um sinal PPM que pode ser lido e processado pela Pixhawk. O sinal PPM é enviado por meio de um único fio à controladora: é a única forma disponível para que a Pixhawk receba sinais de rádio controle. Receptores de rádio mais modernos e sofisticados vêm de fábrica com uma saída em formato PPM para esse tipo de aplicação; como o receptor utilizado neste trabalho não possui uma saída de sinal em formato PPM, o uso do encoder é indispensável.

Figura 20 - PPM Encoder.



Fonte: <https://www.flyrobo.in/preety-pixhawk-ppzmkmwc-ppm-encoder-board-decoder-for-rc-receiver-flight-controller> (Acesso em dezembro de 2021).

3.3 Peso dos Componentes

Peso extra é sempre uma grande preocupação ao se tratar de voos de pequenos aeromodelos. Por essa razão, a massa de todos os componentes utilizados foi aferida em balança digital para fim de registro neste relatório e de referência para futuros trabalhos. Os valores registrados estão dispostos na Tabela 1. Por possuir uma excelente relação de potência/peso, o acréscimo no TOW devido ao sistema da Pixhawk não foi uma grande preocupação, neste caso. Entretanto, eventuais aplicações em aeromodelos elétricos de menor porte carecem de uma cuidadosa análise com relação ao acréscimo de peso.

Tabela 1 - Peso do Sistema de Aquisição de Dados (Autoria Própria).

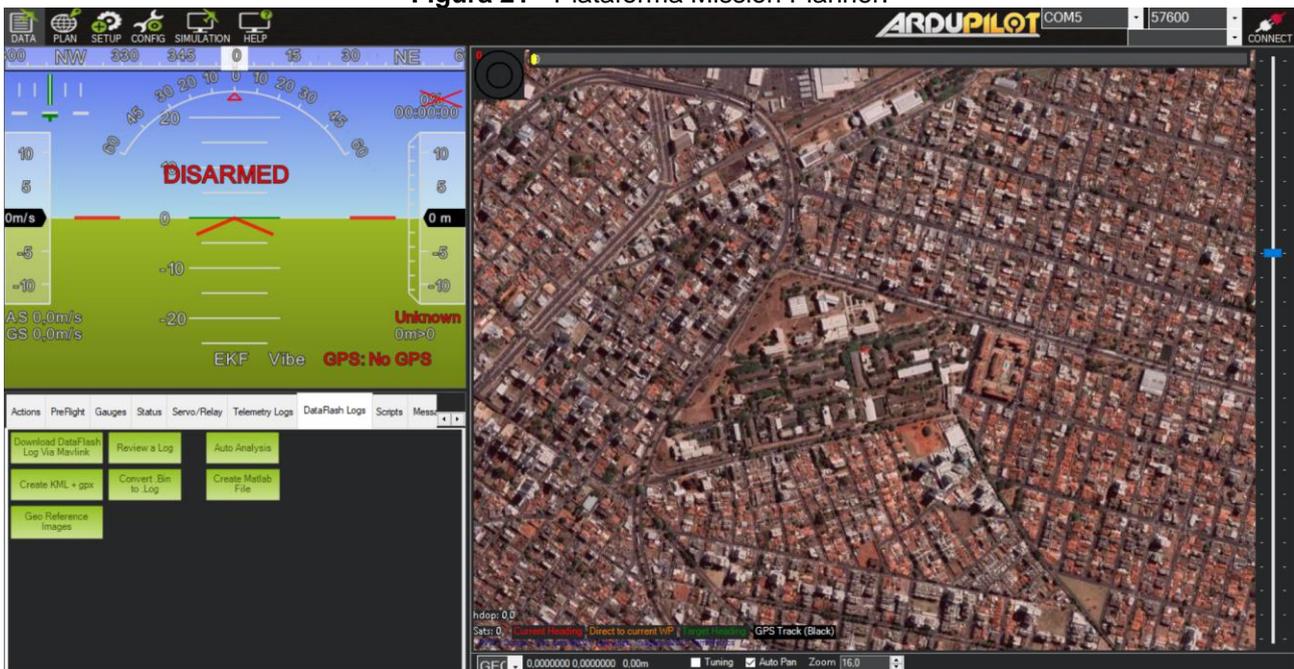
Componente	Peso Aferido [g]
Controladora Pixhawk	43
GNSS-Magnetômetro	27
Pitot e Transdutor de Pressão	10
Transmissor de Telemetria	25
Módulo de Potência	23
Encoder PPM	9
Total	137

3.4 Plataformas Para Análise Dos dados de Voo e Telemetria

As configurações da controladores Pixhawk e visualização de dados de telemetria e dados de voo são realizadas na estação de controle de solo através de interface dedicada a essas funções. Existem dois aplicativos gratuitos bastante populares que realizam essa integração: O *QGround*

Control e o *Mission Planner*. O primeiro possui uma interface mais agradável e moderna, enquanto o segundo possui maior quantidade de informações da comunidade e maiores possibilidades de configuração. Por essas razões, a plataforma escolhida foi o *Mission Planner* em sua versão 1.3.75 (a mais atualizada à época da realização deste trabalho). O aplicativo possui código aberto e pode ser baixado gratuitamente pelo link (<https://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-installation.html>). A interface da plataforma é mostrada na Figura 21.

Figura 21 - Plataforma Mission Planner.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

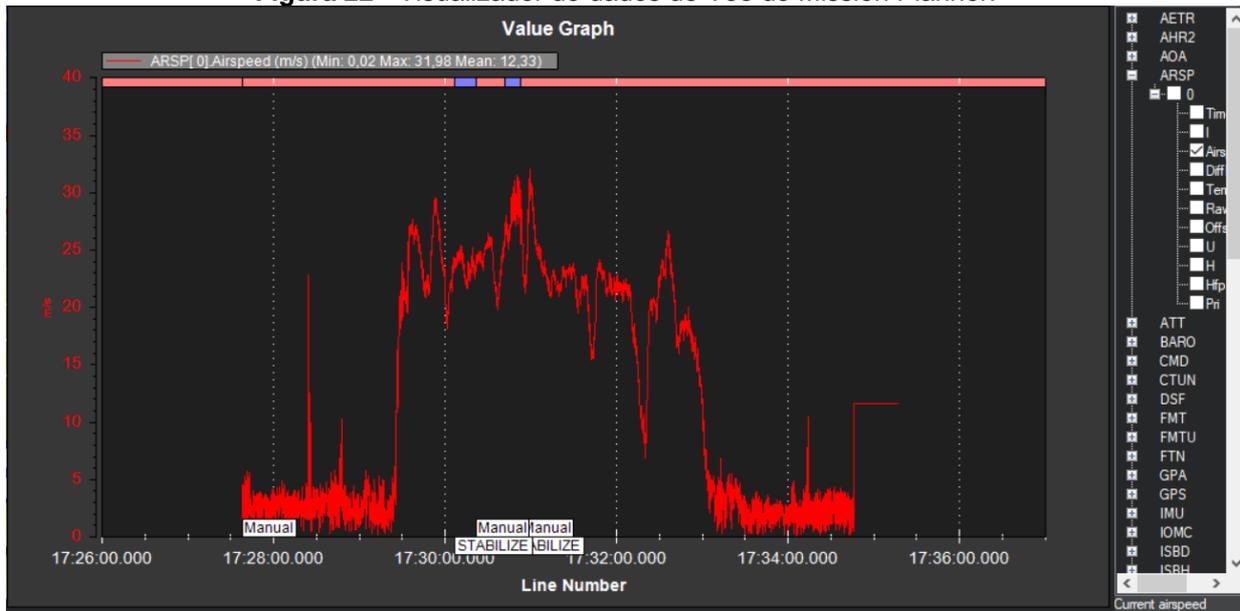
Por meio do *Mission Planner*, é possível atualizar o *Firmware* da controladora, configurar os parâmetros de aquisição e registro de dados, acompanhar os parâmetros de voo em tempo real através do PFD e do mapa e revisar dados de telemetria e *logs* de voo. Ainda é possível executar ações na Pixhawk, como por exemplo calibrações e reinicializações.

A visualização de parâmetros de voo ocorre de forma bastante intuitiva por meio da opção “*review a log*”, que permite visualizar todos os parâmetros registrados no cartão micro SD em uma interface gráfica. No *Mission Planner* também é possível utilizar os registros de telemetria para realizar um “*replay*” dos voos. Na Figura 22, a exemplo, pode-se visualizar os registros de dados de velocidade do ar ao longo de um voo de testes.

A ferramenta de visualização não permite, entretanto, manipular os dados registrados para estudos mais detalhados. Para isso é possível utilizar a função “*Create MatLab File*”, que transforma os dados binários em um arquivo de dados do MatLab (.mat) que pode ser facilmente carregado em scripts do MatLab para manipulação e estudo. Os arquivos gerados são bastante extensos e, para facilitar a identificação dos parâmetros, para cada bloco de dados existe uma célula que identifica quais dados estão gravados nas colunas da matriz de dados. Por exemplo, os dados

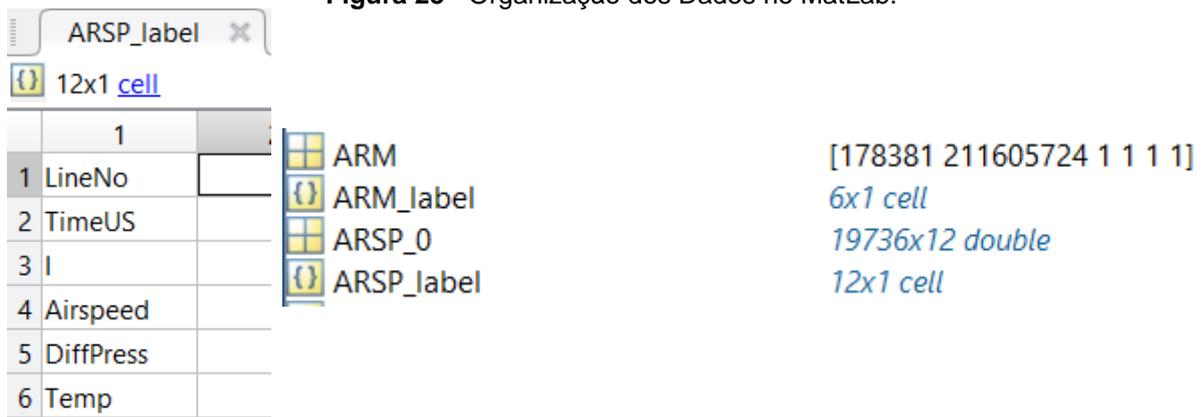
registrados no sensor do tubo de Pitot são alocados na matriz *ARSP_0* e a Matriz *ARSP_label* descreve quais informações cada coluna da matriz *ARSP_0* contém. Na Figura 23, é ilustrada a organização dos dados no MatLab: o descritivo indica que, para o transdutor do tubo de Pitot, foram registrados o tempo transcorrido (coluna 2), a velocidade do ar (coluna 4), a pressão diferencial (coluna 5) e a temperatura de referência (coluna 6). Dessa maneira, as informações específicas podem ser facilmente utilizadas como vetores para cálculos e análises gráficas no MatLab.

Figura 22 - Visualizador de dados de Voo do Mission Planner.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

Figura 23 - Organização dos Dados no MatLab.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

4. INSTRUMENTAÇÃO DA AERONAVE

Antes mesmo da alocação física do sistema na plataforma de voo, foi realizado um fluxograma da integração entre os seus diversos componentes. Por segurança, optou-se por não conectar o servomotor do acelerador (carburador) à Pixhawk, a fim de evitar um corte de motor acidental em voo. O controle de aceleração do motor, portanto, foi mantido sempre a cargo do piloto em comando.

A conexão dos servomotores na Pixhawk também demanda uma bateria para suprir as necessidades de potência desses equipamentos. A fabricante orienta, portanto, que sejam utilizadas sempre duas baterias para o voo: uma para a controladora em si e uma para alimentar os servomotores. Entretanto, por falta de uma bateria de voo extra para essa aplicação, foi utilizada uma única bateria de *LiFe* de 6,6 volts como bateria de bordo. Essa bateria foi utilizada para alimentar tanto a controladora quanto o *servo rail* e o receptor de rádio, o que não é a condição ideal. Para evitar um desgaste excessivo dessa bateria de bordo, foi utilizada uma bateria *LiPo* de 12,4 Volts como apoio (bateria externa) para alimentar a Pixhawk enquanto a aeronave está em solo (quer seja para a realização de configurações ou para a realização de testes), de forma que a bateria de bordo apenas fosse utilizada durante o voo propriamente dito.

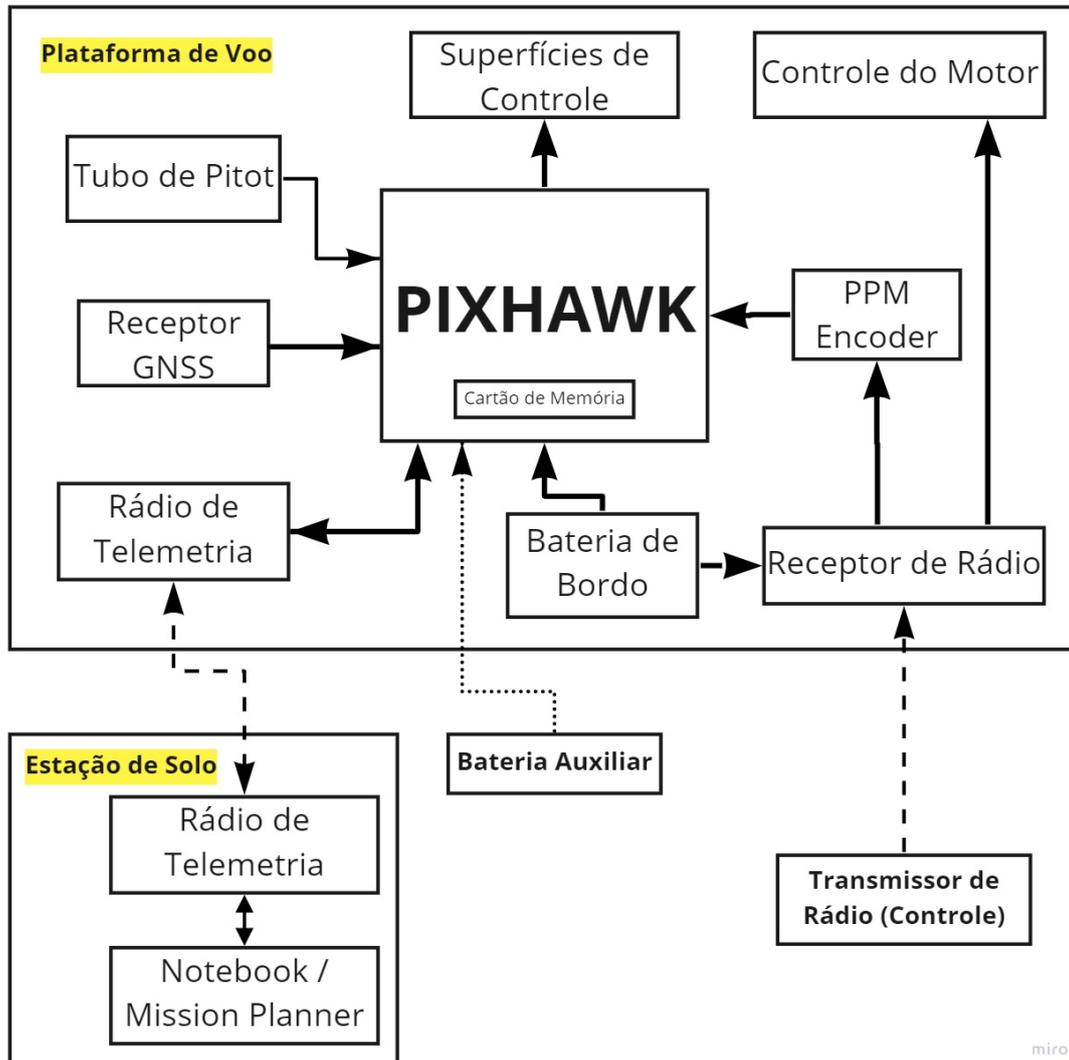
O fluxograma de integração dos sistemas embarcados no aeromodelo foi criado na plataforma MIRO, e está disposto na Figura 24.

Aeromodelos em geral possuem uma tolerância bastante restrita a variações em seu centro de gravidade, tornando-se facilmente incontroláveis em caso de deslocamento de CG. Associada a essa experiência temos a fundamentação de que os eixos cartesianos de referência para uma aeronave (*body axes system*) possuem origem no centro de gravidade dessa aeronave e se orientam conforme a Figura 25.

Com base nisso, procurou-se posicionar todo o sistema o mais próximo possível do C.G. conhecido da aeronave, com preferência para colocar o peso referente aos sensores embarcados mais à frente, caso necessário, a fim de manter a condição estável de voo. Alocar o sistema inercial próximo ao CG também evita que seja necessária a transformação das leituras realizadas na controladora para o referencial do corpo da aeronave, procedimento que é bastante complexo sobretudo para os ângulos de Euler. Também foi definido que os sistemas de comunicação por rádio (GPS e Telemetria) ficariam para fora da fuselagem, a fim de evitar perdas de sinal.

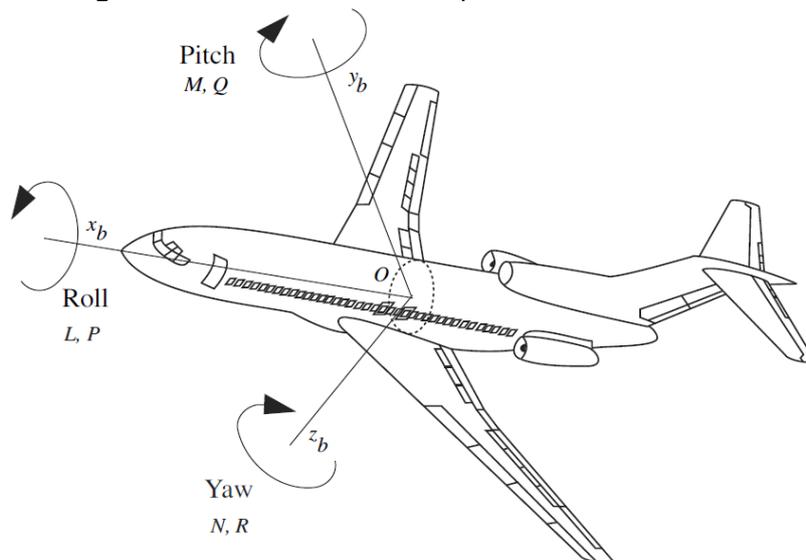
O impacto esperado na dinâmica do voo do modelo devido ao peso extra foi mínimo: conforme já citado, o conjunto todo possui uma massa bastante reduzida para o porte deste aeromodelo e foi possível realizar a instalação dos componentes com sucesso em torno da região do CG.

Figura 24 - Esquemática do sistema de Aquisição de dados.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

Figura 25 - Eixos de Referência para a Mecânica do Voo.



Fonte: Retirado de (HULL, 2007, p 4).

A seguir serão descritos os detalhes para a alocação dos principais sistemas na aeronave, ressaltando as dificuldades, sucessos e equívocos cometidos durante esta longa etapa.

4.1 Instalação da Pixhawk na Aeronave

Desprende-se especial atenção para a instalação da placa em si: foi construído um suporte em madeira balsa para posicioná-la o mais próximo possível do CG. Esse material foi escolhido pela facilidade de manuseio e pela baixa densidade; trabalhos futuros, entretanto, podem se beneficiar de recursos como a prototipagem rápida para cumprir esta etapa. Uma camada de espuma foi adicionada para minimizar os efeitos da vibração excessiva.

A instalação da controladora se dá pelo encaixe da parte traseira no suporte e pela fixação da parte dianteira com uma abraçadeira de Nylon. Sua posição de instalação final pode ser vista na Figura 26.

Figura 26 - Pixhawk Instalada Próxima ao CG da Aeronave.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

Um problema encontrado nessa configuração foi a proximidade da Pixhawk com o tanque de combustível, o que impossibilita a remoção do cartão de memória sem a remoção da controladora de seu local dentro da aeronave.

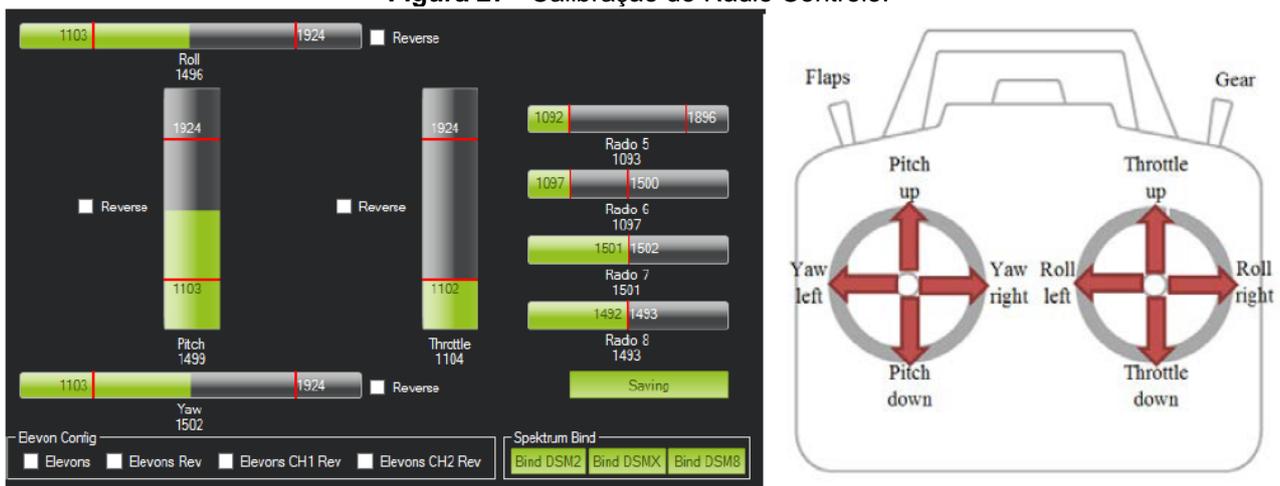
Conforme definido no diagrama da Figura 24, os servos foram conectados à Pixhawk e alimentados diretamente pela bateria de voo.

4.1.1 Configurando a Pixhawk pela plataforma Mission Planner

Uma importante etapa para a aquisição de dados é a correta configuração da controladora pela plataforma *Mission Planner*. O primeiro passo a ser seguido é a instalação do *firmware* de controle de aeronaves de asa fixa (a saber a versão *plane 4.1.6 Oficial*). Também é fundamental acessar as configurações e habilitar o registro de dados dos sensores mesmo com a placa na condição “desarmada”. Isso permite que sejam registrados dados desde o momento em que a Pixhawk é energizada até o momento em que ela é desligada.

Um outro passo importante a ser realizado é a calibração do transmissor: a controladora precisa conhecer os limites máximos e mínimos dos controles de voo que podem ser transmitidos aos servomotores. Trata-se de um procedimento relativamente simples, mas fundamental para o correto funcionamento do sistema: não ajustar esses limites pode provocar comandos invertidos, movimentação insuficiente ou excessiva das superfícies de controle conectadas à Pixhawk. Essa calibração possibilita ainda que sejam registrados dados referentes ao input dado às superfícies de controle e aos outputs comandados pela controladora. Durante este procedimento também é importante designar um botão do rádio para alternar entre modos de voo manual e automáticos.

Figura 27 - Calibração do Rádio Controle.



Fonte: Retirado de (CAIAZZO, 2015, p 18).

Para avaliar o correto funcionamento de todos os controles de voo, é necessário energizar todo o conjunto e avaliar o comportamento dos comandos dados pelo rádio. Assim, a resposta esperada pelos comandos é a seguinte:

- **Puxar o stick da direita para trás:** o profundor deve subir para gerar um movimento de arfagem.
- **Levar o stick da direita para a direita:** O aileron direito deve subir e o aileron esquerdo deve descer para produzir um movimento de rolagem.
- **Levar o stick da esquerda para a direita:** o leme de direção deve ser defletido para a direita para produzir uma guinada de nariz a direita.

Em caso de inversão de algum comando, o mesmo deve ser invertido nas configurações do *Mission Planner*. Essa verificação é essencial para a segurança do voo e deve ser realizada imperivelmente antes de cada uma das operações. Comandos invertidos quase sempre levam à queda do modelo.

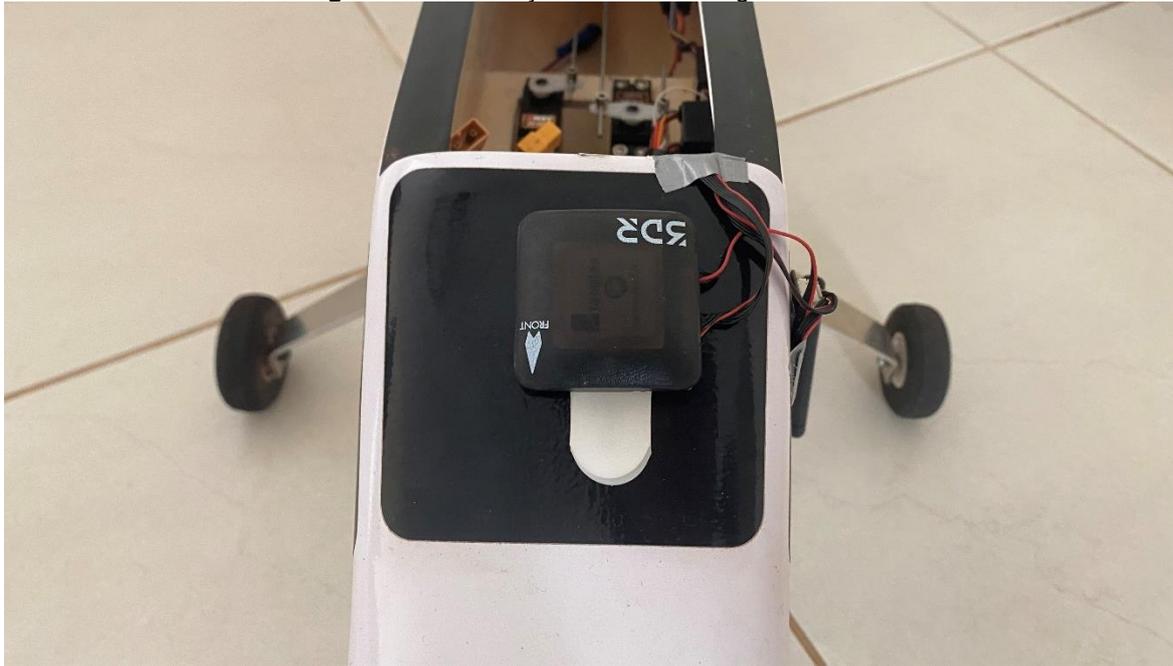
4.1.2 Calibração das Unidades Inerciais

Concluída a instalação física da Pixhawk, é imprescindível proceder com a calibração das unidades Inerciais. O procedimento é realizado pelo *Mission Planner* e consiste em posicionar a aeronave sobre cada um de seus eixos de referência (Figura 25) conforme solicitado pelo aplicativo. Durante esta etapa também é determinado o “alinhamento” dos sensores com relação à estrutura da aeronave: é preciso posicionar o modelo o mais próximo possível do ângulo de ataque e do ângulo de rolagem zero para estabelecer às IMUs a condição de neutralidade. É necessária atenção neste processo pois muitas vezes posicionar a aeronave sobre o trem de pouso acarreta em inclinações indesejadas que levarão as IMUs a realizar leituras incorretas quando em voo.

4.2 Instalação do Receptor GNSS

O receptor GNSS foi posicionado no “para brisa” dianteiro da aeronave utilizando um velcro adesivo para fixação, conforme ilustra a Figura 28. É importante que este componente seja alocado na área externa da aeronave, a fim de evitar problemas de localização de sinal dos satélites. Uma importante orientação é alocar esse instrumento longe de interferências eletromagnéticas (como fios energizados ou enrolamentos de motores elétricos), a fim de evitar a ocorrência de interferências eletromagnéticas. O GNSS-Magnetômetro é conectado à Pixhawk por dois cabos independentes: Um I2C de 4 vias com informações da bússola e um cabo de 6 vias com informações de localização.

Figura 28 - Instalação do GNSS-Magnetômetro.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

Uma inconsistência cometida ao instalar este equipamento foi alocá-lo na região frontal da aeronave, que é inclinada. Essa posição, defasada da posição horizontal da placa controladora, ocasionou inúmeros avisos de erro de dificuldade de calibração da bússola. Apesar desse cenário extremo, não foi observado nenhum mau funcionamento relacionado a esse posicionamento discrepante.

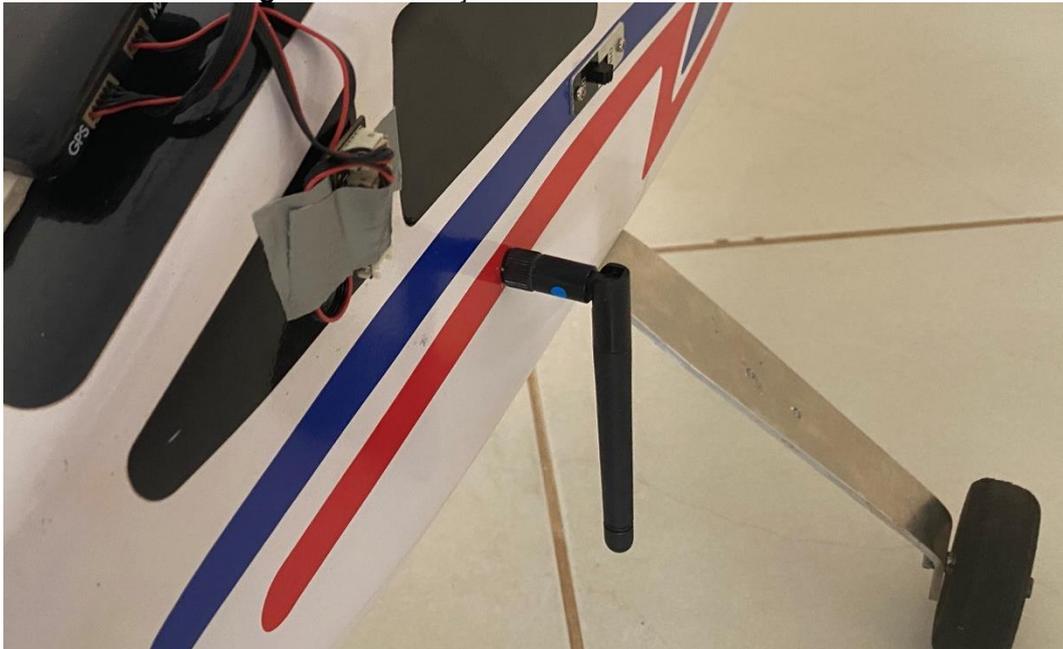
4.2.1 Calibração do Magnetômetro

O receptor de GNSS não requer calibração para funcionar apropriadamente. A bússola, entretanto, requer calibração para situar-se corretamente em relação ao campo magnético terrestre. O procedimento é bastante simples e consiste em ativar o modo de calibração pelo *Mission Planner* e mover o nariz da aeronave 360 graus em um local sem muitas interferências eletromagnéticas. O movimento deve ser feito com a aeronave em diferentes posições (horizontal, com nariz para cima, nariz para baixo) até que o aviso de calibração vem sucedida seja emitido. Durante as calibrações de bússola foram enfrentadas algumas dificuldades e demora em decorrência do posicionamento inclinado no módulo.

4.3 Instalação dos Rádios de Telemetria

O módulo de telemetria foi instalado logo abaixo do suporte da Pixhawk. A fim de otimizar a qualidade do link de comunicação de dados, foi feito um furo na fibra da fuselagem para alocar a antena no exterior da aeronave, conforme a Figura 29. É importante ressaltar que a fibra de vidro não é condutora de eletricidade e, portanto, não deve ser encarada como uma fonte de interferência.

Figura 29 - Instalação da Telemetria na Aeronave.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

A unidade de solo do rádio de telemetria foi simplesmente conectada a uma porta USB do notebook. Foi necessária atualização de drivers das portas USB da estação de solo para que a plataforma Mission Planner pudesse reconhecer o rádio.

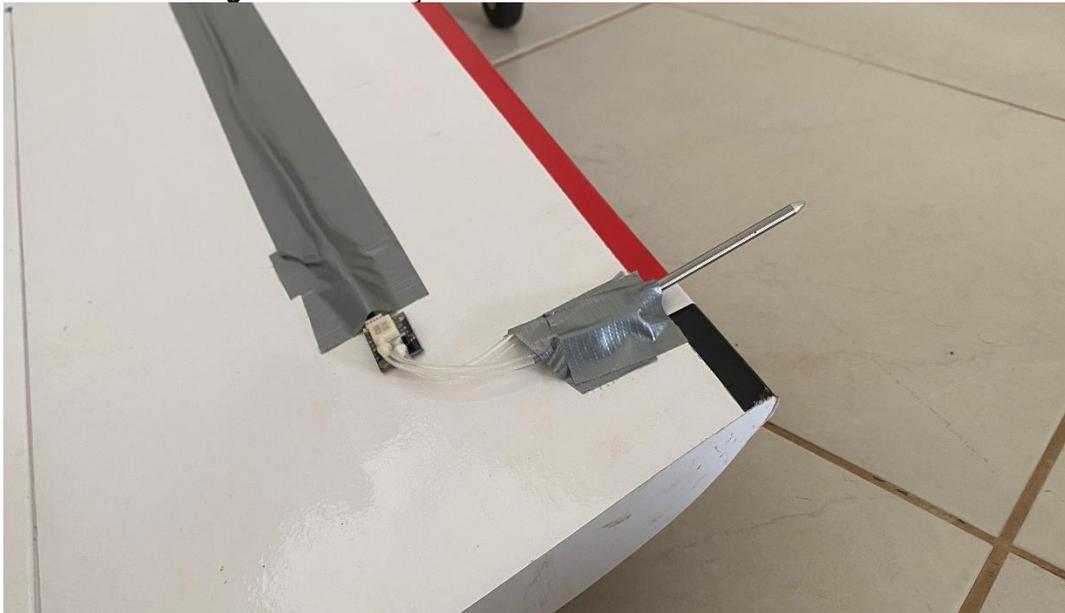
4.3.1 Configuração da Telemetria

Para possibilitar a adequada conexão entre estação de solo e aeronave, foi necessário realizar a instalação de *Firmware* em ambas as unidades de rádio da telemetria via cabo USB e plataforma *Mission Planner*. É imprescindível que o *firmware* para ambos os equipamentos esteja exatamente na mesma versão, já que do contrário a conexão sem fio não se concretiza. Atualizar apenas um dos módulos interrompe a conexão entre as partes imediatamente. A potência de transmissão também foi selecionada para o maior valor disponível, de 100 mW.

4.4 Instalação do Sistema Pitot Estático

O Pitot foi instalado com o auxílio de um suporte também em madeira balsa. Seguindo a afirmação exposta por Anderson (1999) de que um conjunto motopropulsor a hélice na região do nariz causa “distúrbios na qualidade do fluxo de ar sobre a fuselagem e a raiz da asa”, optou-se por posicionar o tubo de Pitot o mais afastado possível dessa região, alocando-o próximo à ponta da asa, conforme se observa na Figura 30. Também foi observado um correto alinhamento do Pitot com a linha da corda do perfil da asa e com o eixo longitudinal da aeronave, a fim de evitar erros de leitura na velocidade do ar. O posicionamento final é mostrado na Figura 31.

Figura 30 - Alocação no Tubo de Pitot na Ponta da Asa.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

Figura 31 - Pitot visualmente alinhado com o eixo longitudinal.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

O transdutor de pressão diferencial foi alocado imediatamente atrás da sonda de forma a utilizar a menor quantidade de tubos de silicone possível. A conexão elétrica entre o transdutor e a Pixhawk se deu por uma extensão da conexão I2C de quatro fios. Toda essa instalação foi alocada no intradorso da asa esquerda, que é o lado oposto ao escapamento do motor, o qual costuma expelir grandes quantidades de óleo lubrificante. Foi utilizada a fita Silver Tape para todas as fixações na asa, uma vez que ela apresenta excelente resistência e também é de fácil manuseio.

A situação ideal para esta instalação seria a alocação tanto do transdutor quanto da fiação no interior da própria asa, o que não foi realizado neste caso a fim de não comprometer a rigidez estrutural da mesma. Uma outra implicação enfrentada foi justamente a necessidade de conectar e

desconectar a fiação elétrica quando da desmontagem da asa, o que evidentemente desgasta as conexões elétricas e gera uma etapa a mais para a realização dos voos.

4.4.1 Auto Calibração do Sistema Pitot Estático

O sistema de leitura de velocidade do ar, quando habilitado para a coleta de dados, possui como característica a realização de uma auto calibração no momento da inicialização da Pixhawk. De acordo com a documentação da controladora, para o sucesso desse procedimento é necessário que a pressão diferencial seja nula, quer dizer, pressão estática e pressão total devem ser exatamente iguais no momento da inicialização. Essa condição leva o sensor de pressão diferencial a trabalhar na sua mais alta acurácia. A fim cumprir a rigor a etapa de calibração e também de proteger a sonda Pitot de pequenos insetos e de poeira, foi desenvolvida uma proteção para a sonda, conforme mostrado na Figura 32. Para evitar a realização de voos com essa proteção, foi acrescentada uma bandeira vermelha em sua ponta com o aviso de “remover antes de voar”, que se mostrou bastante útil em seu propósito de sinalizar o instrumento.

Figura 32 - Proteção do Tubo de Pitot.



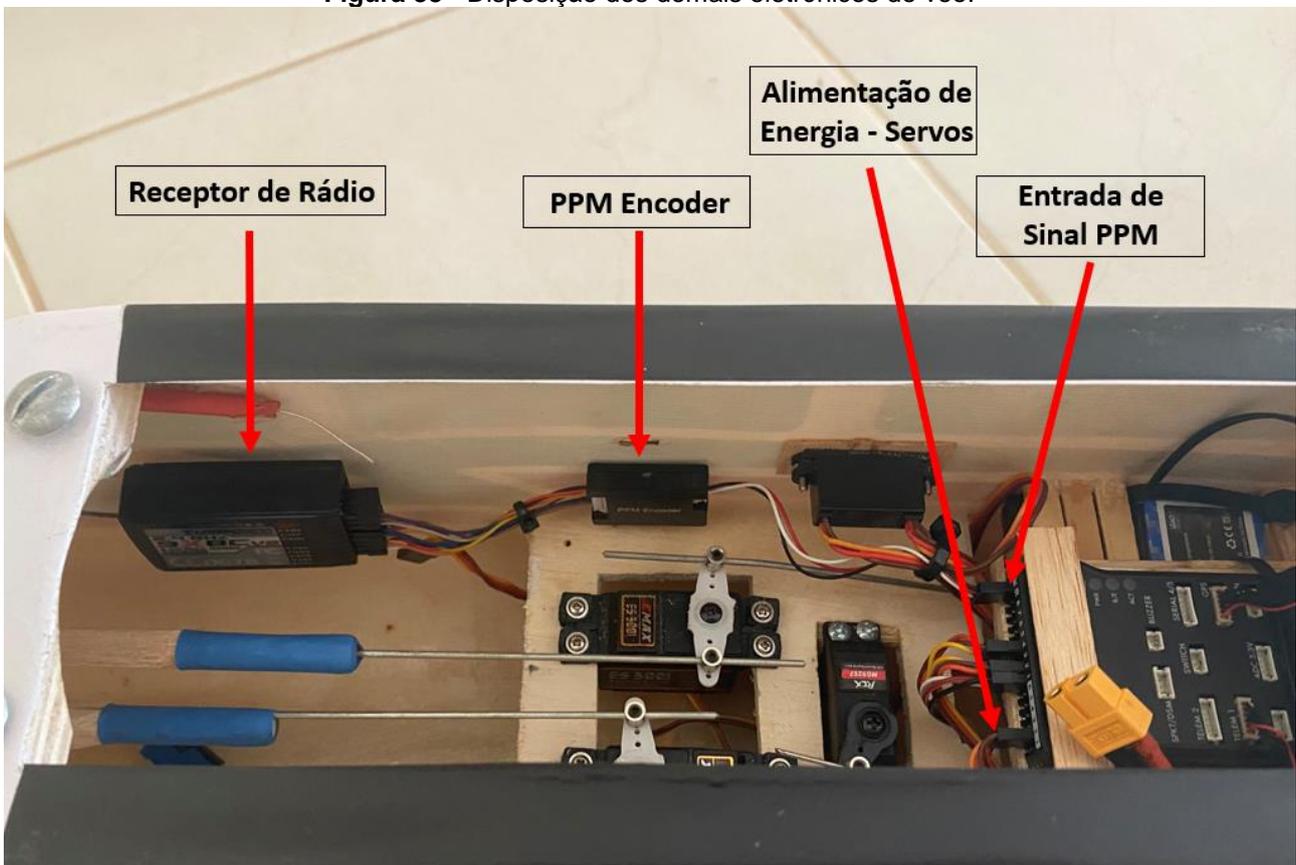
Fonte: Acervo do Autor, 2021.

Apesar de possuir o recurso de calibração automática do sensor de pressão, caso a velocidade do ar registrada não apresente coerência com o esperado, é possível alterar manualmente um fator multiplicador para corrigir a leitura de diferencial de pressão e, conseqüentemente, a velocidade indicada pelo instrumento. Essa calibração manual não foi utilizada em nenhum momento durante a realização deste trabalho: todos os dados coletados foram advindos do processo de calibração automática do sistema.

4.5 Demais Instalações Eletrônicas

A Alocação dos demais eletrônicos como o encoder PPM, receptor de rádio e servomotores foi realizada de maneira a alterar tão pouco quanto possível as características originais da aeronave. O receptor e o encoder PPM foram fixados à parede da fuselagem com fita dupla face. Já a fiação dos servomotores foi alocada abaixo da mesa de suporte dos servos a fim de evitar qualquer interferência mecânica com os controles das superfícies de comando. Os próprios servomotores foram mantidos em suas posições iniciais. A bateria de voo foi alocada logo abaixo da Pixhawk e fixada com abraçadeiras de nylon. Essa posição dificultou muito o acesso à bateria, mas foi uma importante decisão para a manutenção do CG. A Figura 33 procura mostrar mais claramente a disposição interna dos componentes eletrônicos supracitados.

Figura 33 - Disposição dos demais eletrônicos de voo.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

5. METODOLOGIAS E PROCEDIMENTOS

Este capítulo tem por objetivo trazer à tona as metodologias utilizadas para a avaliação do sistema instalado na aeronave conforme detalha o Capítulo 4. Ao longo dos itens seguintes serão descritos os experimentos realizados, a abordagem para o tratamento dos dados de interesse e ainda os procedimentos adotados para a operação do sistema de aquisição de dados e também da aeronave.

5.1 Avaliação do Receptor GNSS

De acordo com a FAA (2016) receptores de GPS aeronáuticos não precisam de uma exatidão horizontal maior do que 36 metros (confiança de 95 %). Esta referência está longe de ser adequada para as avaliações deste trabalho, pois o erro aceitável é cerca de 24 vezes maior do que a própria envergadura da aeronave.

5.1.1 Avaliação da Qualidade da Localização 2D

A fim de compreender melhor a exatidão e a precisão do receptor GNSS que acompanha a Pixhawk, foi realizado um ensaio estático com o equipamento. Quando se fala em aparelhos de geolocalização, exatidão pode ser entendida como a proximidade de uma medida (ou conjunto de medidas) com relação a um alvo, enquanto a precisão pode ser definida como a proximidade de um grupo de medidas com relação ao seu valor médio, conforme é mostrado de forma ilustrativa na Figura 34.

A referência utilizada foi um ponto Geodésico demarcado no aeroporto de Uberlândia (SBUL), cujo acesso foi gentilmente concedido pela administração do aeroporto (Infraero). No aeródromo em questão existem dois marcos geodésicos, dois dos quais foram demarcados no ano de 2020 para a conclusão do projeto do plano de proteção do aeródromo (PBZPA), conforme mostrado na Figura 35.

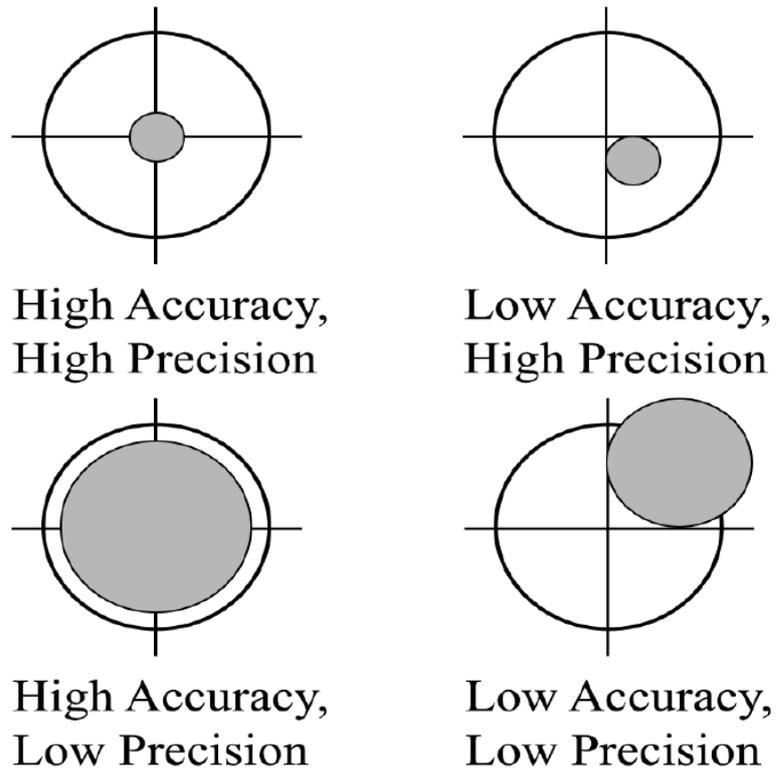
O documento contendo as coordenadas aferidas com receptor GNSS de precisão foi disponibilizado pela empresa responsável pela coleta dos dados para fins de estudo e se encontra disponível no ANEXO B. Na Tabela 2, disponível no relatório de marcos do PBZA, são detalhadas as coordenadas geodésicas dos marcos 'SBUL P' e 'SBUL AZ', assim como os erros associados a essas medidas. É possível observar que esses erros são bastante reduzidos por se tratar de um equipamento de grande exatidão que ficou posicionado em cada um dos marcos por algumas horas.

Foram realizadas coletas estáticas com o receptor da Pixhawk tanto no ponto 'SBUL P' quanto no ponto 'SBUL AZ' para posterior avaliação dos dados. Após o posicionamento da

aeronave, a Pixhawk foi energizada por aproximadamente um minuto em cada marco, tempo suficiente para registrar cerca de 1500 localizações.

De acordo com IBGE (2008) em seu documento sobre padronização de marcos geodésicos, o ponto de referência para as coordenadas de um marco são o pino de centragem forçada em Marcos Geodésicos Padrão (como o SBUL P) e a chapa metálica de identificação em marcos de Azimute (como o SBUL AZ).

Figura 34 - Exatidão e Precisão de receptores GNSS.



Fonte: Extraído de NOVATEL (2003).

Figura 35 - Marcos Geodésicos no Aeroporto de Uberlândia.



Fonte: Extraído de INFRAERO (2020).

Tabela 2 - Coordenadas dos Marcos Geodésicos em SBUL. Obtida de INFRAERO (2020).

	Geodésicas					
	SBUL P			SBUL AZ		
Latitude:	-18°53'11,0833"	σ :	0,000"	-18°53'01,1079"	σ :	0,001"
Longitude:	-48°13'43,8132"	σ :	0,001"	-48°13'38,5205"	σ :	0,003"
Alt. Elipsoidal	930,41m	σ :	0,002m	64,72m	σ :	0,004m
UTM Fuso 22S						
Norte:	7909454,107m	σ :	0,000m	7909758,559m	σ :	0,001m
Leste:	791952,532m	σ :	0,001m	792112,329m	σ :	0,003m
Alt. Ortométrica						
*IBGE - PPP	940,68m	σ :	0,002m	939,46m	σ :	0,004m
Niv. Geométrico	940,334m	σ :	-	927,522m	σ :	-

O posicionamento da aeronave sobre o ponto SBUL P foi realizado na base da coluna, conforme ilustra a Figura 36.

Figura 36 - Receptor GNSS no Marco SBUL P.

Fonte: Acervo do Autor, 2021.

O posicionamento da aeronave no ponto SBUL AZ se deu sobre a placa de identificação, conforme é mostrado na Figura 37. Dessa forma, o receptor GNSS ficou bem mais próximo do ponto

de origem do referencial das coordenadas conhecidas. Por essa razão o ponto AZ foi escolhido para as análises de dados.

Figura 37 - Receptor GNSS no Marco SBUL AZ.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

Os dados coletados ponto *SBUL AZ* foram baixados do cartão de memória e convertidos para formato MatLab pelo Mission Planner. Os momentos iniciais e finais do registro foram eliminados para evitar interferências referentes à manipulação da aeronave, totalizando mil amostras de posição. Para avaliar a distância entre o marco de referência e cada uma das medidas de posição foi realizado o seguinte procedimento:

- i) Os Valores de longitude e latitude fornecidos na Tabela 2 para o marco estudado foram transformados do formato Grau/Minuto/Segundo para o formato de graus decimais conforme a Equação 1. Isso garante a adequação entre os formatos registrados pela Pixhawk e a referência *SBUL AZ*.

$$\text{Graus Decimais} = \text{Graus} + \frac{\text{Minutos}}{60} + \frac{\text{Segundos}}{3600} \quad \text{Equação (1)}$$

- ii) Latitude e Longitude registrados pela Pixhawk são subtraídos da latitude e longitude de referência, resultando em um vetor de ângulos θ que representam o erro entre cada medida e o marco geodésico.
- iii) Como o sistema de coordenadas possui seu referencial no centro do planeta, o raio considerado para cálculo da distância entre o Marco e cada medida foi: $Raio =$

Raio da Terra + Altitude do Marco. O valor adotado para o raio da Terra foi de 6378160 metros.

- iv) O comprimento do arco formado entre a referência e cada uma das medidas é calculado por meio da Equação 2. O resultado é obtido em metros.

$$\sigma = \frac{\theta * \pi * Raio}{180} \quad \text{Equação (2)}$$

- v) Por se tratar de um comprimento bastante pequeno, esses arcos de circunferência podem ser aproximados para segmentos de reta sem prejuízo às análises.
- vi) É importante lembrar que o procedimento deve ser realizado para os valores de longitude e de latitude individualmente.
- vii) Por fim, utilizando o teorema de Pitágoras é possível encontrar o valor absoluto da dispersão das medidas com relação à referência central e também o seu ângulo de orientação com relação ao Norte.

O procedimento supracitado gera dados para a confecção de um gráfico polar de dispersão dos valores, por meio do qual pode-se visualizar o comportamento das leituras obtidas com relação ao centro e avaliar a exatidão do sensor.

A avaliação gráfica da precisão do receptor GNSS é realizada de maneira bastante semelhante, mas no lugar do marco geodésico é usado como referencial a média dos valores coletados pelo sistema.

Conforme explicado por NOVATEL (2003) o *DRMS (Distance Root Mean Squared)* é um único número que expressa a acurácia bidimensional de um receptor GNSS. O DRMS é calculado conforme a Equação (3), sendo σ_x e σ_y a média dos erros horizontais de longitude e latitude obtidos no passo *iv* do procedimento de análise. Ainda de acordo com o artigo supracitado, é possível inferir de maneira aproximada (sic: “uma metodologia utilizada pela indústria”) que 95 % das leituras de posição do GNSS estarão dentro de um raio equivalente a $2*DRMS$.

$$DRMS = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2} \quad \text{Equação (3)}$$

5.1.2 Avaliação da Localização Vertical (Altitude)

Por fim foram avaliados os registros de altitude de GPS. A referência de comparação utilizada foi a altitude ortométrica referenciada ao modelo do IBGE, disponibilizada para o *SBUL AZ* na Tabela 2 (939,46 metros), que é a altitude da posição do marco com relação à geoide e que pode ser aproximada para a altitude com relação ao nível do mar. Além da visualização gráfica também foram analisados o desvio padrão e o erro entre a referência e a média amostral.

5.2 Avaliação do Sistema Pitot Estático

Para avaliar o sistema de medição de velocidade do ar foi utilizado o túnel de vento calibrado TV-60 do LEEAR (Laboratório de Ensino em Engenharia Aeronáutica) da Universidade Federal de Uberlândia. O objetivo foi confrontar as leituras registradas pela Pixhawk com as informações de velocidade do ar do próprio túnel de vento.

O primeiro passo foi posicionar o tubo de Pitot na seção de testes de maneira centralizada para evitar interferências das paredes do equipamento, conforme Figura 38. A Pixhawk com bateria e sistema de telemetria foi posicionada logo abaixo da seção de testes em uma mesa de apoio.

Figura 38 - Posicionamento do Pitot no Túnel de Vento.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

A sensor da sonda Pitot do túnel foi configurado com a leitura de temperatura ambiente de 29 °C, por motivo de realizar a compensação de densidade do ar e obter uma correta medida de velocidade. As leituras de temperatura de compensação foram realizadas em uma estação meteorológica portátil fixada ao exterior do TV-60, próximo à seção de testes.

Figura 39 - Display de Velocidade do Ar do TV-60 e Termômetro utilizados.



Fonte: Acervo do Autor, 2021.

A Pixhawk foi energizada e em seguida reiniciada com o seu tubo de Pitot encoberto para garantir o completo processo de auto calibração do sensor de pressão diferencial.

Seguindo a carta de calibração do TV-60, a frequência do inversor que controla o seu motor foi elevada gradualmente a fim de aumentar a velocidade do escoamento em cerca de 1 m/s a cada 30 segundos, até a marca de 26 m/s, que é a maior velocidade de ensaio do TV-60. Os valores de velocidade do ar do túnel de vento foram registrados manualmente em uma tabela de Excel para posterior estudo comparativo.

Na sequência utilizou-se a função “steps” do MatLab para traçar o avanço da velocidade de referência em comparação a velocidade registrada pela Pixhawk.

Foi aplicado o Critério de *Chauvenet* para retirar os dados discrepantes registrados em cada patamar de velocidade analisado e, após isso, foram calculados a média amostral, o desvio padrão da média e o erro relativo da média com relação aos valores de referência.

Por fim, foi obtido um gráfico da informação de velocidade do ar em voo, cujo intuito é compreender se o comportamento observado em bancada é o mesmo de quando sujeito a vibrações.

5.3 Avaliação do Barômetro

O barômetro constitui uma parte importante do sistema anemométrico uma vez que a aviação tripulada realiza toda sua navegação com base na pressão atmosférica. Como já citado, a Pixhawk possui um barômetro interno que pode servir como instrumento altimétrico primário no lugar do GPS. Para avaliar a qualidade das leituras desse instrumento, foram analisados os logs do barômetro registrados no ensaio de precisão do GNSS no aeroporto de Uberlândia. Os dados do barômetro foram confrontados com a pressão aferida pela torre de controle do aeródromo naquele

momento do dia e também com a variação dados de altitude do GNSS, sendo calculado o erro relativo à média. No momento do ensaio a pressão atmosférica informada pela Torre do Aeroporto foi de 922,2 hectopascal. É importante ressaltar que o sensor de pressão barométrico não registra a altitude, mas sim a variação de altitude ao longo da missão.

A fim de entender o comportamento do barômetro em condição de funcionamento do motor, foram coletados dados de variação de altitude com a aeronave em condição estática e com o motor em funcionamento.

A variação de altitude registrada em voo pelo barômetro foi comparada ainda com os registros de GNSS para entender qual o papel da vibração da aeronave em voo nesse tipo de sensor. Para este estudo o procedimento realizado foi somar a altitude de decolagem obtida pelo GNSS ao vetor de variações de altitude do barômetro para então comparar as duas leituras entre si.

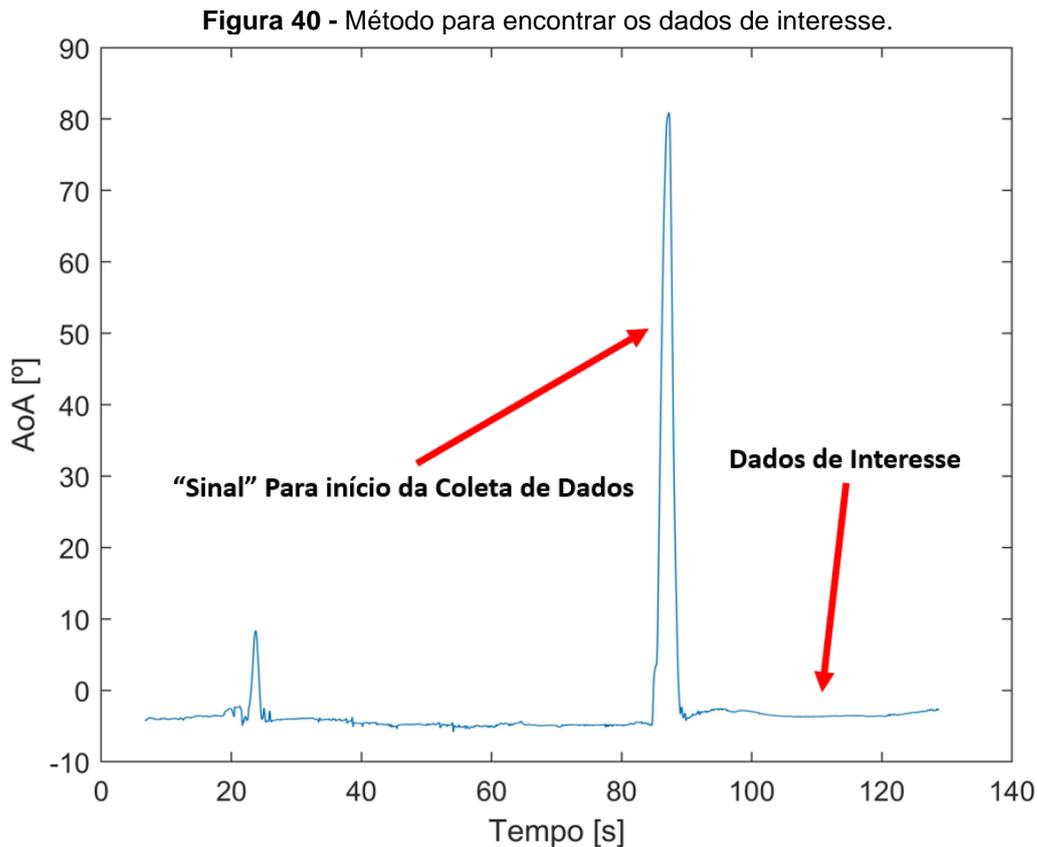
5.4 Avaliação dos Sensores Inerciais

Os sensores inerciais podem ser utilizados para um sem fim de análises envolvendo a cinemática ou os parâmetros estruturais da aeronave e por isso compreendê-los é um passo tão importante deste trabalho.

5.4.1 Avaliação da Frequência de Aquisição de Dados

A frequência de registro de dados da Pixhawk utilizada é dita de 1 kHz. Com esse valor, de acordo com o teorema de Nyquist, seria possível avaliar sinais com frequências de até 500 Hz sem perda de informação. Para avaliar a coleta dos sinais dos acelerômetros decidiu-se por utilizar uma intensa fonte de vibração conhecida na aeronave: o motor a combustão de um cilindro. Sua rotação máxima aferida com tacômetro é de 12500 rotações por minuto, ou cerca de 208,3 Hz, o que em teoria pode ser lido pelos acelerômetros da controladora sem problemas.

Para este ensaio o motor foi girado a seu máximo com a aeronave apoiada no chão por cerca de um minuto, condição na qual a única fonte de vibrações mecânicas foi justamente o seu funcionamento. A fim de identificar mais facilmente o período em que foi comandada aceleração total do motor, no início e no final do ensaio o nariz foi apontado 90 graus para cima, o que serve como uma identificação para o corte dos dados no momento da análise, conforme pode ser observado na Figura 40. Esse mesmo procedimento foi utilizado para outras avaliações estáticas (como as do GNSS) para facilitar o processo de encontrar dados de interesse.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

Os logs foram então processados com o auxílio do Matlab, no qual foi realizada uma FFT (*Fast Fourier Transform*) para transpor os dados de um dos acelerômetros para o domínio da frequência de 0 a 500 Hz. Uma avaliação prévia dos resultados para os acelerômetros X, Y e Z não apresentou pico na região esperada, o que levantou questionamentos sobre a real frequência de aquisição do sistema utilizado.

Para avaliar o questionamento levantado no parágrafo anterior, a Pixhawk foi então ligada em bancada em condição estática com dois cartões de memória diferentes (um Sandisk padrão e um Sandisk de elevado padrão para gravação de vídeos em 4k). Também foram realizados testes com o registro de todos os parâmetros da controladora e registro apenas dos dados de uma única unidade inercial. Para calcular as taxas de aquisição simplesmente dividiu-se a quantidade de amostras coletadas pelo tempo total de coleta desses dados. Os resultados serão discutidos no capítulo 6.

5.4.2 Avaliação da Aplicabilidade dos Dados Inerciais

Os dados de acelerômetros e giroscópios geralmente são de complexa manipulação: pequenos modelos como o utilizado apresentam elevados níveis de vibração, o que pode inutilizar os dados coletados. Para entender se os dados inerciais são realmente úteis, realizou-se a simulação de uma avaliação do comportamento cinemático do modelo para confrontá-la com um

comportamento conhecido de outro sensor (preferencialmente o GNSS). Qualquer fase do voo poderia ser escolhida para realizar esse comparativo desde que informações suficientes estivessem disponíveis para a comparação do comportamento dessa fase com dados inerciais tratados.

Por ser uma fase mais facilmente identificável nos registros de voo, escolheu-se a corrida de decolagem para essa avaliação: a ideia neste momento constitui em criar um modelo cinemático para calcular a distância de decolagem a partir dos dados dos acelerômetros e confrontar esse resultado com a distância de decolagem estimada por meio do receptor GNSS.

Após a realização do voo, os arquivos foram importados no MatLab. Para identificar apenas os dados referentes à decolagem, foram confrontados (manualmente) dados de altitude e de inclinação do nariz (os dados foram cortados manualmente no ponto em que se identificou ganho de altitude e inclinação de nariz positiva – configuração que identifica uma condição de voo). Em trabalhos futuros esse processo pode ser facilmente automatizado.

Foram utilizados os dados de aceleração do acelerômetro em X (eixo longitudinal da aeronave). A essas leituras foi aplicado um filtro de média móvel com um tamanho de janela definido em sete. O intuito da aplicação do filtro no sinal de interesse foi justamente remover ao máximo possível as influências das vibrações indesejadas no sinal de interesse. No capítulo 6 serão expostos os resultados obtidos para uma análise com filtro e outra sem o filtro de sinal.

Na sequência foi realizada uma discretização do movimento horizontal a partir das equações do movimento retilíneo acelerado: um script relativamente simples utiliza a aceleração instantânea (acelerômetro X) e a variação de tempo entre cada leitura de aceleração e a leitura anterior (em segundos) para calcular uma variação de velocidade (Equação 4), que acrescida da velocidade do passo anterior retorna a velocidade instantânea (Equação 5) e conseqüentemente, permite calcular o deslocamento total (Equação 6). O procedimento é repetido até atingir o tempo alvo determinado, que é o momento da decolagem.

$$\Delta v = \Delta t * a_x \quad \text{Equação (4)}$$

$$v_i = v_{i-1} + \Delta v \quad \text{Equação (5)}$$

$$S_i = S_{i-1} + v_i * \Delta t + (0,5 * a_x * \Delta t)^2 \quad \text{Equação (6)}$$

Os resultados obtidos foram qualitativamente comparados com reconstruções de trajetória usando os dados de GNSS plotados sobre o aplicativo Google Earth e também utilizando os procedimentos descritos no item 5.1.

5.5 Procedimentos Para os Voos de Teste

A realização de qualquer procedimento que envolva o uso de espaço aéreo deve sempre buscar a maior segurança possível, uma vez que toda responsabilidade sobre o voo é do operador da aeronave, de acordo com RBAC E 94. Com isso em mente, todos os voos realizados durante esse trabalho seguiram à risca inúmeros procedimentos de segurança, dentre os quais pode-se citar:

- Check do alcance de transmissão do controle após a instalação da Pixhawk;
- Verificação do CG após a instalação da Pixhawk.
- Decolagens sempre com o tanque cheio e com a bateria de voo suficientemente carregada (verificação com voltímetro de aeromodelismo);
- Check de todos os comandos de voo antes de cada decolagem;
- Check de aceleração do motor a combustão antes de todas as decolagens;
- Verificação das fiações envolvendo os comandos de voo a cada operação;
- Verificação da integridade física do modelo e componentes antes de cada voo.

A realização dessas verificações aumenta a segurança do voo ao permitir que possíveis pontos de falha sejam identificados com a aeronave ainda em solo. Após todo registro de dados com a Pixhawk é importante realizar o download dos arquivos para o computador com o intuito de evitar perdas decorrentes de mal funcionamento do cartão de memória. Também é essencial lembrar de sempre instalar o cartão de memória na Pixhawk antes da coleta de dados.

A fim de garantir uma saudável inicialização dos sistemas da controladora, após ligar a bateria (procedimento que provoca movimentações e vibrações na aeronave) é importante realizar um reset no sistema via telemetria e aguardar a localização de posição do GNSS antes de seguir para voo.

Por motivo da realização deste trabalho, foram realizados voos em condição manual e também em modo de voo Estabilizado, sempre em condições visuais com a aeronave e respeitando a distância a pessoas não anuentes, de acordo com as normativas da ANAC e do DECEA.

O modo de voo estabilizado utiliza os sensores inerciais da Pixhawk para identificar atitudes de rolagem, pitch e guinada e corrigi-las a partir de entradas nas superfícies de controle. Esse modo de voo não utiliza referências inerciais para a estabilização, ou seja, a navegação realizada neste modo não estabiliza a aeronave com relação ao Planeta. O modo estabilizado também não se sobrepõe aos controles enviados pelo piloto da aeronave. As características observadas durante este voo serão discutidas no Capítulo 6, no qual também serão descritos outros modos de voo relevantes ao propósito deste trabalho.

Também foram realizados inúmeros voos manuais com algumas manobras como passagem em velocidade máxima, stall, voos lentos, toque e arremetida e outros. O intuito desses voos foi avaliar o comportamento do registro de sinais com o sistema sujeito a condições adversas e também identificar as dificuldades de visualização de parâmetros oriundos de voos.

6. RESULTADOS E DISCUSSÕES

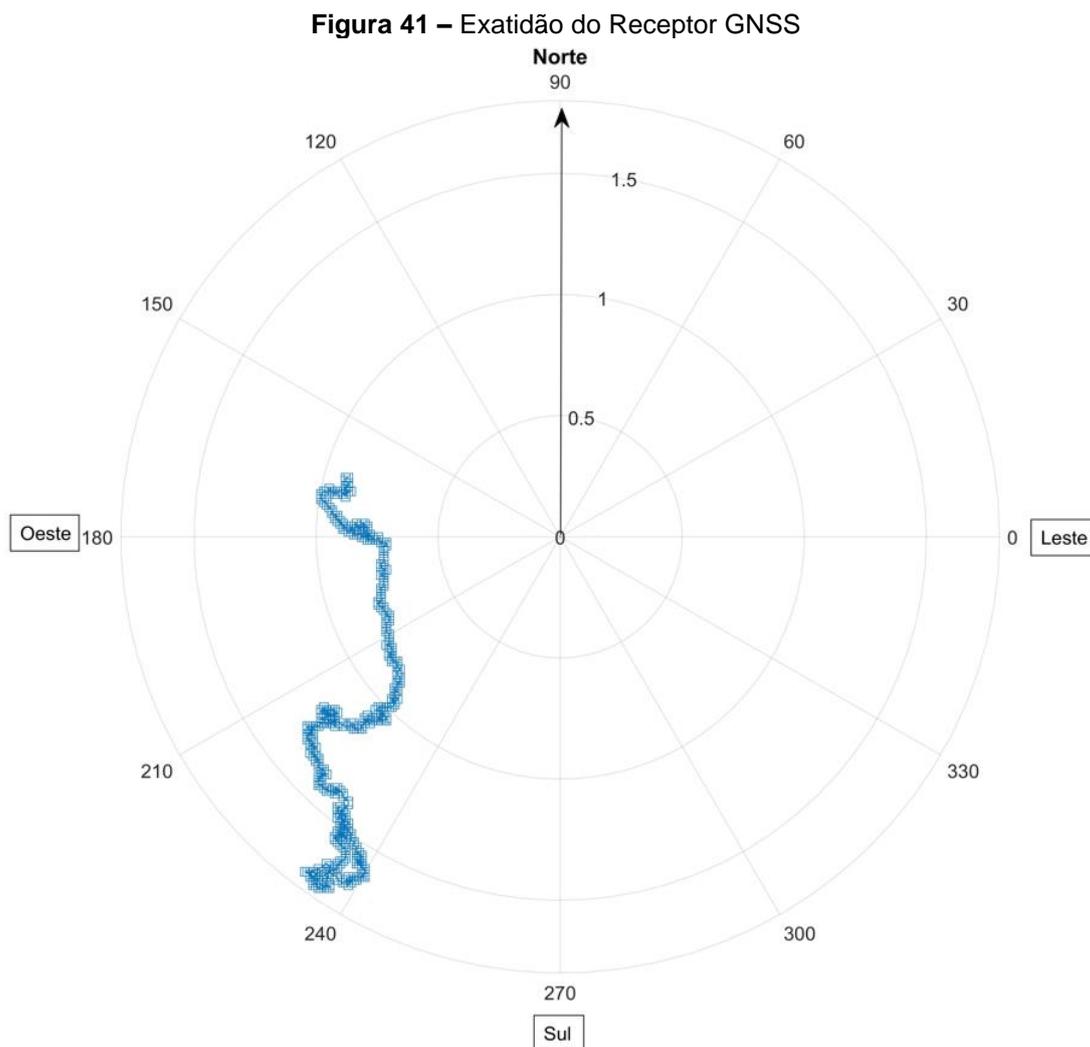
Neste capítulo serão apresentados os resultados e levantadas discussões pertinentes com relação aos itens abordados no capítulo 5.

6.1 Resultados das Análises do Receptor GNSS

Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos para a avaliação do receptor GNSS embarcado na aeronave.

6.1.1 Resultados para o Posicionamento 2D

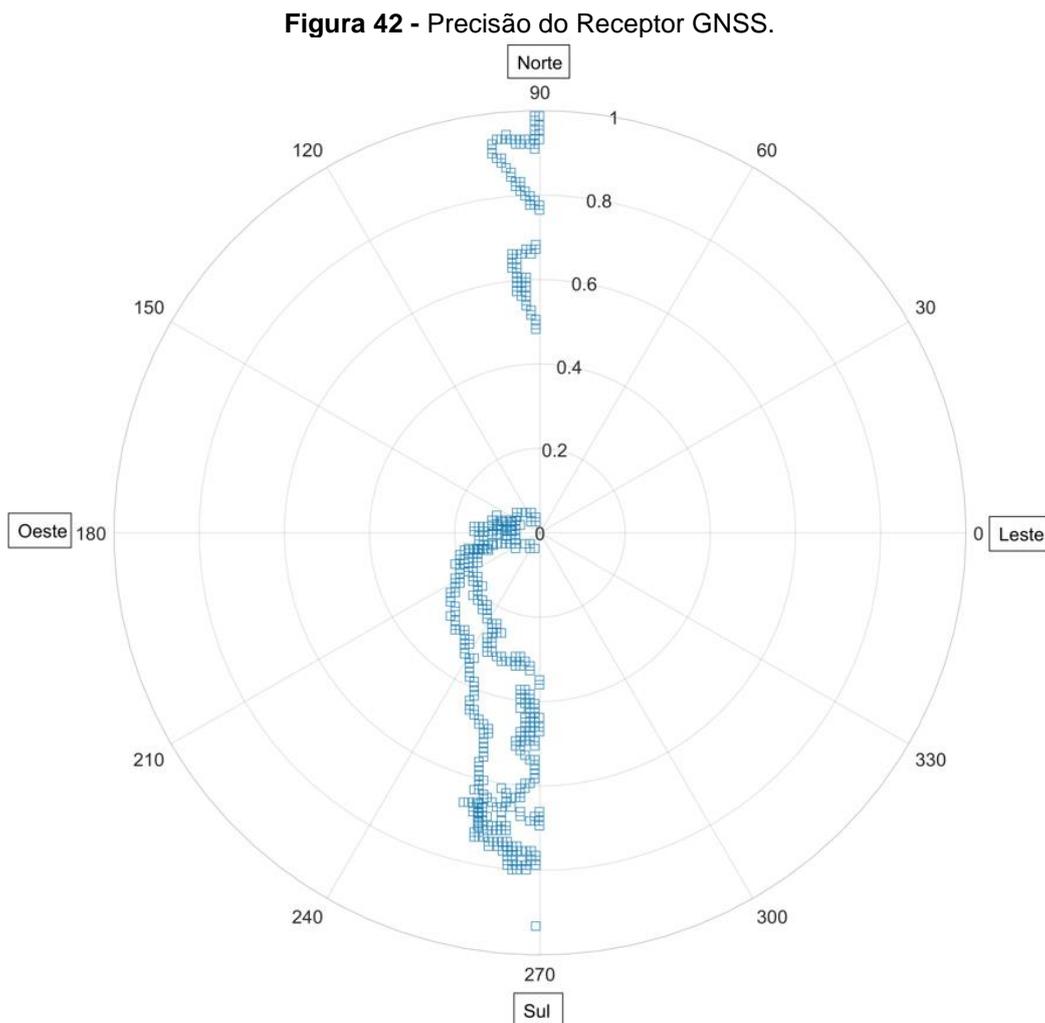
O gráfico de dispersão para avaliar a exatidão do receptor GNSS com relação à latitude e longitude está disposto na Figura 41. A dispersão dos pontos está distribuída em um gráfico polar em que os eixos de 0°, 90°, 180° e 270° indicam os quatro pontos cardeais



Fonte: Autor da Obra, 2021.

É possível observar que grande parte das posições registradas se encontram a sudoeste do marco, o que pode ser explicado por interferências de estruturas das proximidades (que geram reflexão do sinal) ou até mesmo devido à qualidade construtiva do equipamento. O valor de *DRMS* calculado para esse cenário foi de 1,14 metros e, portanto, é possível afirmar que 95 % das leituras desse receptor estarão contidas dentro de um raio de 2,28 metros. Esse resultado é bastante satisfatório e demonstra que os dados colhidos em campo apresentam excelente exatidão posicional.

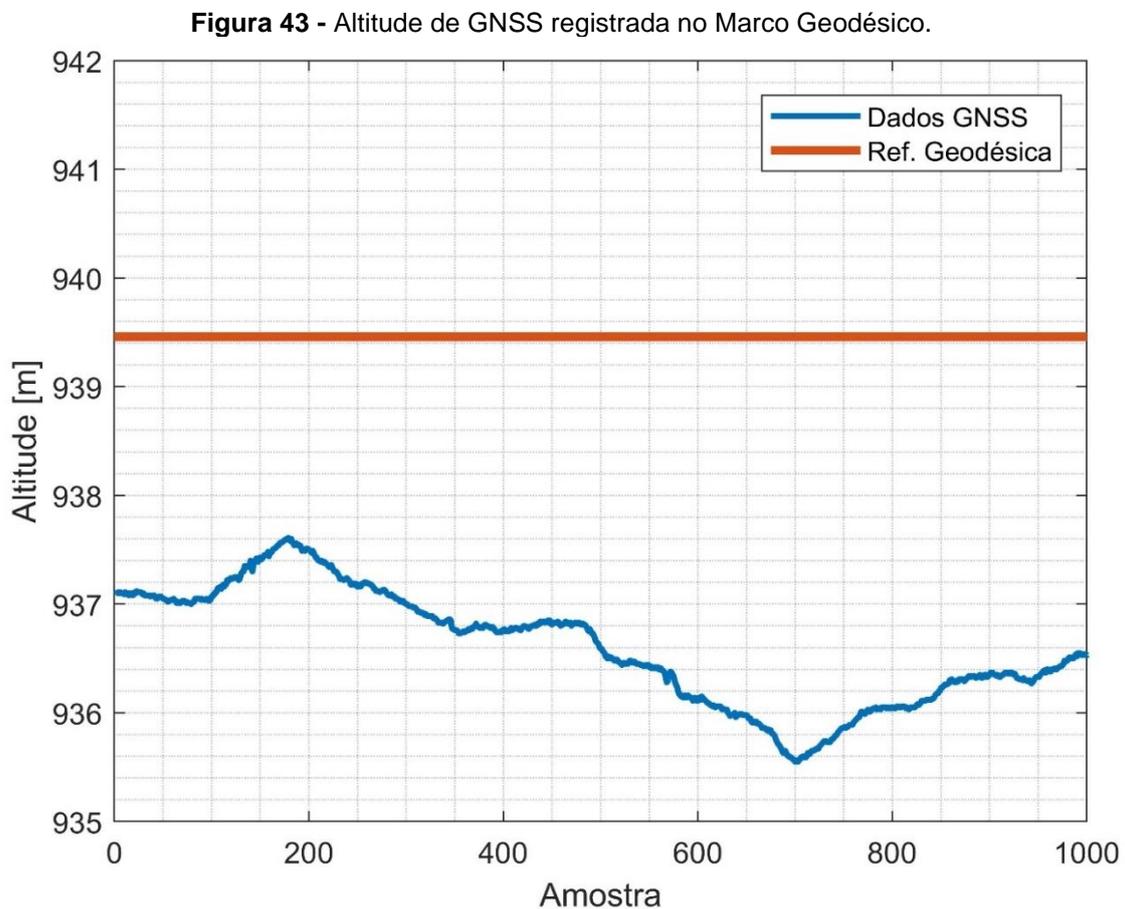
A Figura 42 exibe o gráfico de dispersão para a precisão do Receptor estudado. Como nesse caso o centro do gráfico polar foi definido como a média entre as coordenadas dos pontos registrados, é possível observar que todas as medidas estão contidas dentro de um raio de 1 metro. A análise de *DRMS* não se aplica nesse caso, mas a partir da figura podemos inferir que em voos guiados pelo GNSS da Pixhawk ou em registros de dados de voo, a variação esperada é de cerca de um metro em qualquer direção. É possível afirmar que a precisão para o receptor estudado é excelente em condição de campo aberto.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

6.1.2 Resultados para a variação de Altitude

Conforme esperado para este tipo de receptor de “baixa qualidade”, os erros obtidos para a altitude foram relativamente mais elevados quando comparados aos erros encontrados para o posicionamento 2D. Na Figura 43 é comparada a altitude do marco de referência com mil leituras de altitude registradas nesse local pela Pixhawk. A altitude média dessa amostra foi calculada em 936,59 metros, com desvio padrão de 0,52 metros. O desvio com relação à referência SBUL AZ foi calculado em 2,8 metros, o que corresponde a um erro de 0,3 % com relação a altitude total. Também foi calculado um desvio máximo de cerca de um metro com relação à média da amostra. Isso quer dizer que, em voos guiados por GNSS, pode-se esperar variações de cerca de um metro para cima ou para baixo quando em condição de voo reto e nivelado guiado por GNSS ou em dados de altitude registrados no cartão de memória.

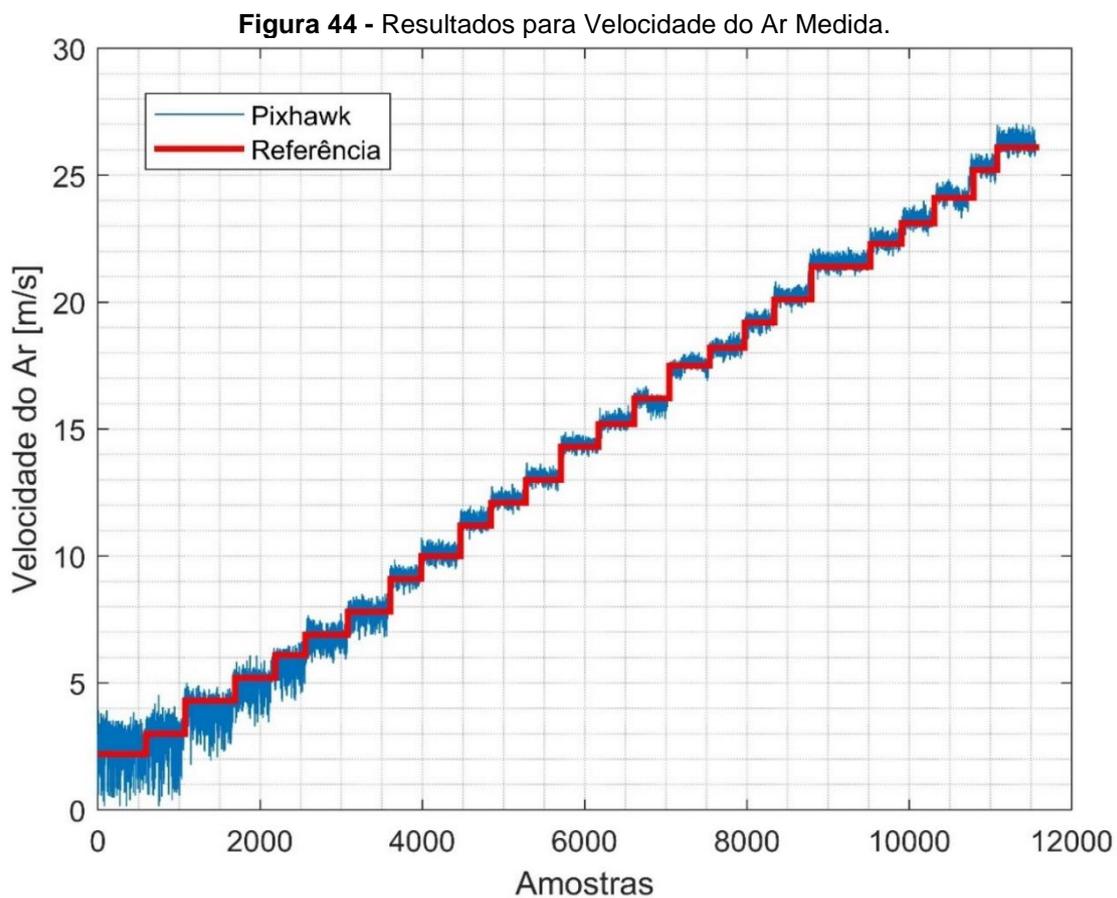


Fonte: Autor da Obra, 2021.

Em linhas gerais, esse resultado foi bastante satisfatório e totalmente dentro dos parâmetros levantados em referências bibliográficas para receptores de não precisão. Pode-se concluir que é possível utilizar o receptor GNSS da Pixhawk em trabalhos futuros que não envolvam georreferenciamento de precisão.

6.2 Resultados da Análise do Sistema Pitot Estático

Os resultados para a velocidade do ar registrada pelo sensor da Pixhawk são mostrados no gráfico da Figura 44. A referência traçada na cor vermelha corresponde aos dados medidos com o equipamento do túnel de vento TV-60. Pode-se observar (qualitativamente) uma excelente aderência entre os valores medidos e os valores de referência, sobretudo para maiores valores de velocidade do ar. Em velocidades mais baixas, de zero até cerca de 5 m/s a variabilidade das medidas é maior, o que resulta em menor aderência dos resultados. O ponto positivo é que raramente qualquer operação com aeronaves de asa fixa ocorrerá em velocidades tão baixas.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

Os resultados exibidos no gráfico da figura acima foram compilados na Tabela 3, onde também são exibidos o desvio padrão da amostra e o erro relativo da média da amostra. Os resultados numéricos confirmam a análise gráfica: menor aderência em velocidades mais baixas e excelente aderência dos dados em velocidades acima de 5 m/s, região na qual o desvio padrão de todos os casos ficou abaixo de 0,5 m/s, indicando uma baixa dispersão das medidas desse instrumento.

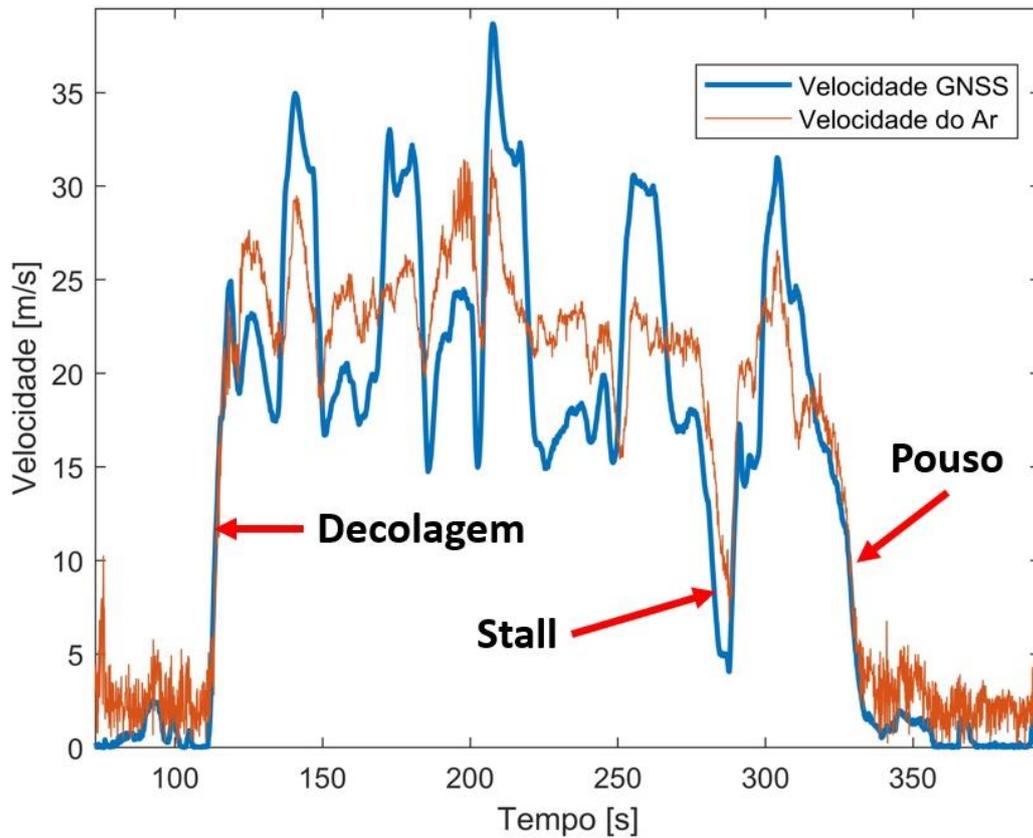
Por fim, é possível concluir que as medidas de velocidade do ar são muito confiáveis para análises e estudos futuros que porventura utilizem o tubo de Pitot da Pixhawk.

Tabela 3 - Dados Comparativos de velocidade do Ar. (Autorial, 2021)

Velocidade de Referência [m/s]	Média Aferida [m/s]	Desvio Padrão [m/s]	Erro Relativo
2,2	2,48	0,76	12,7 %
3,0	2,83	0,83	7,7 %
4,3	3,94	0,57	8,6 %
5,2	4,89	0,53	5,8 %
6,1	5,71	0,48	6,2 %
6,9	6,79	0,38	1,6 %
7,8	7,83	0,36	0,3 %
9,1	9,21	0,25	1,2 %
10,0	10,11	0,27	1,2 %
11,2	11,40	0,24	1,9 %
12,1	12,24	0,20	1,2 %
13,0	13,13	0,21	1,0 %
14,3	14,43	0,20	0,9 %
15,2	15,37	0,19	1,1 %
16,2	16,07	0,24	0,7 %
17,5	17,54	0,23	0,2 %
18,2	18,22	0,22	0,1 %
19,2	19,27	0,20	0,3 %
20,1	20,23	0,20	0,6 %
21,4	21,57	0,21	0,8 %
22,3	22,41	0,21	0,5 %
23,1	23,27	0,24	0,7 %
24,1	24,18	0,25	0,3 %
25,2	25,32	0,23	0,5 %
26,1	26,32	0,27	0,8 %

Enfim, foi obtido um gráfico bastante interessante de velocidade de GNSS (equivalente à ground speed) versus velocidade do ar ao longo de um voo. Na Figura 45 podemos observar que durante os procedimentos de pouso e decolagem para um dia com pouco vento, a velocidade com relação ao solo e a velocidade do ar são praticamente idênticas. Entretanto, em voo, passamos a observar diferenças significativas que se devem a fatores como derrapagem e principalmente a realização de curvas mal coordenadas com o leme. Também podemos associar esse resultado a voos contra e a favor do pouco vento presente no dia. Esses resultados podem ser cruzados com os registros de GNSS e com as reconstruções de trajetória para avaliar as condições de voo, qualidade das curvas, máxima velocidade polar, velocidade de stall e muitos outros parâmetros. Por exemplo, a manobra observada na região de 285 segundos é uma simulação de stall contra o vento: é possível avaliar, por exemplo, que no ponto de perda de sustentação (quando o nariz cai e a velocidade cresce abruptamente) a velocidade do ar era de cerca de 10 m/s. O gráfico apresentado é mais um indício da qualidade e aplicabilidade do sistema Pitot-estático avaliado neste trabalho.

Figura 45 - Comparativo entre Ground Speed e Air Speed.

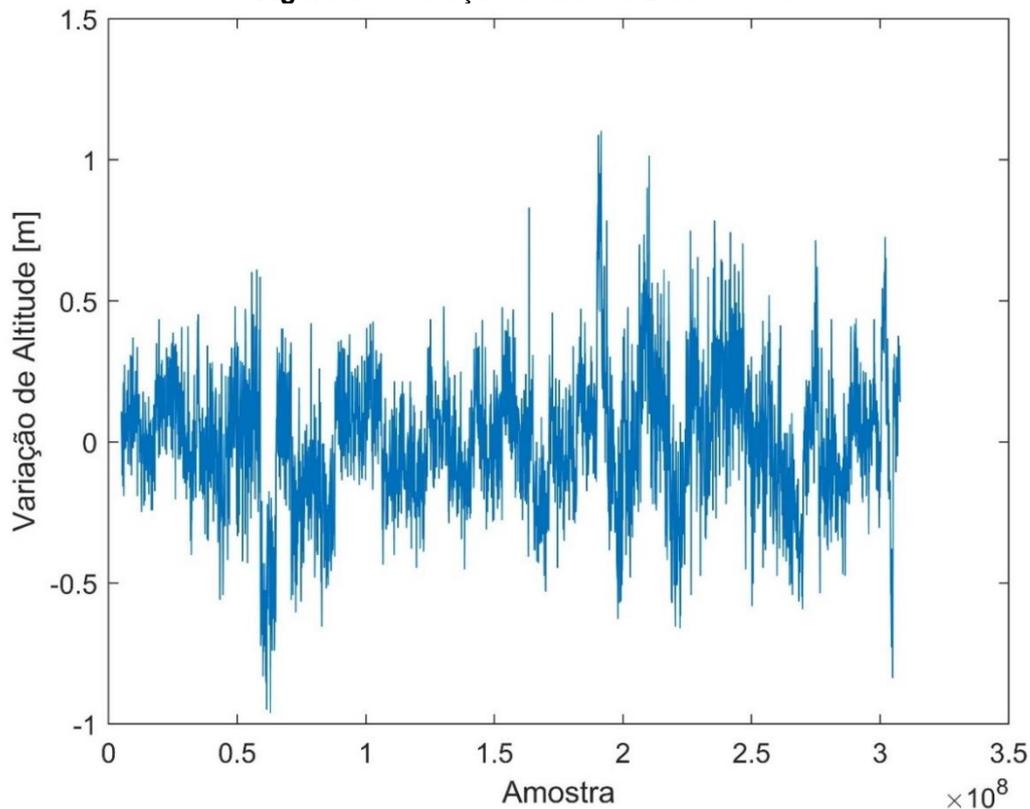


Fonte: Autor da Obra, 2021.

6.3 Resultados da Análise do Barômetro

Os dados barométricos coletados no momento do registro de dados de GNSS no aeroporto de Uberlândia retornaram um valor médio de pressão de 916,6 hectopascal, com desvio padrão de 0,025 hectopascal, um resultado bastante próximo do valor de referência de 922,2 hectopascal registrado pela torre de controle ao aeródromo. A discrepância pode ser atribuída, em partes, ao fato de que a leitura da torre é sempre realizada em uma condição de sombra enquanto a Pixhawk foi posicionada sobre o marco geodésico (no sol): a maior temperatura do ar em torno da Pixhawk pode ter resultado em uma pressão levemente menor do que a referência.

O gráfico da Figura 46 mostra a variação de altitude registrada pelo barômetro na condição estacionária (sobre o marco geodésico). Os resultados são bastante satisfatórios, indicando um desvio máximo de cerca de um metro para mais e para menos, com um desvio padrão calculado em 0,24 metros, o que é surpreendente para um sensor desta faixa de preço e tamanho.

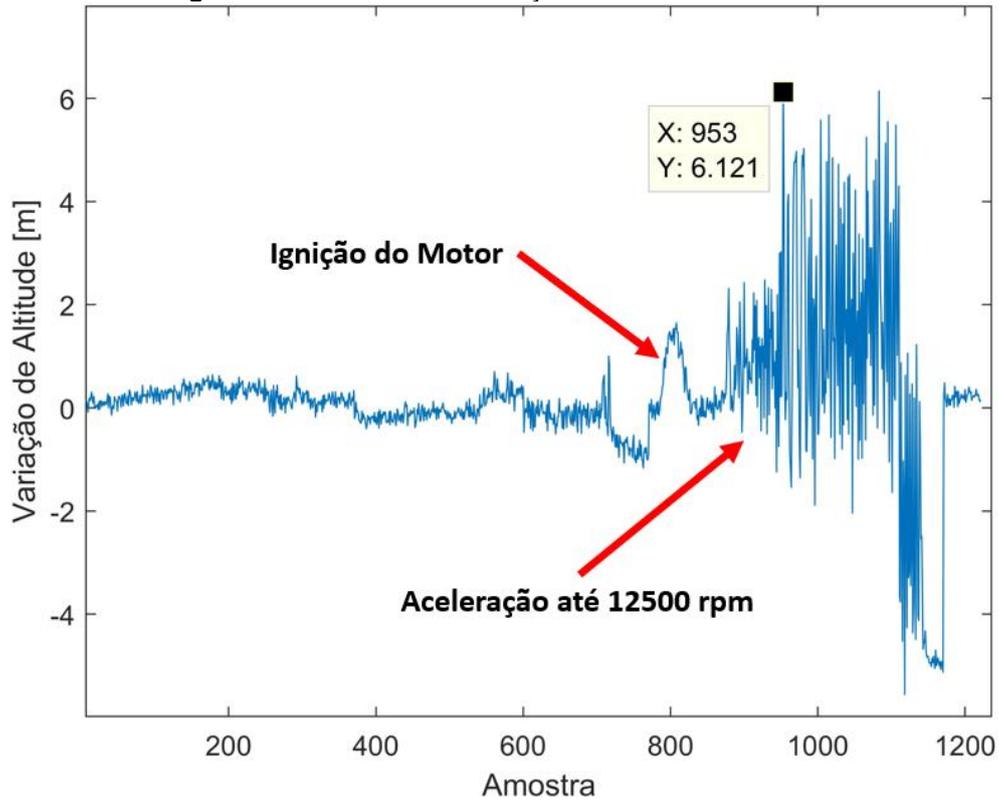
Figura 46 - Variação de altitude Barométrica.

Fonte: Autor da Obra, 2021.

Os dados registrados durante o giro de motor em condição estática para avaliação da IMU foram aproveitados para avaliar a condição do barômetro com o motor em funcionamento. Na Figura 47 é possível identificar um comportamento muito semelhante ao registrado no marco geodésico até o instante em que o motor é acionado: a partir deste instante a variação de altitude passa a crescer e atinge um desvio máximo de cerca de seis metros (positivo e negativo). Esse resultado é um grande indicativo de que a altitude barométrica não deve ser usada como fonte primária de navegação nesse tipo de condição, ou seja, com o sensor dentro de uma fuselagem sujeita a intensas vibrações.

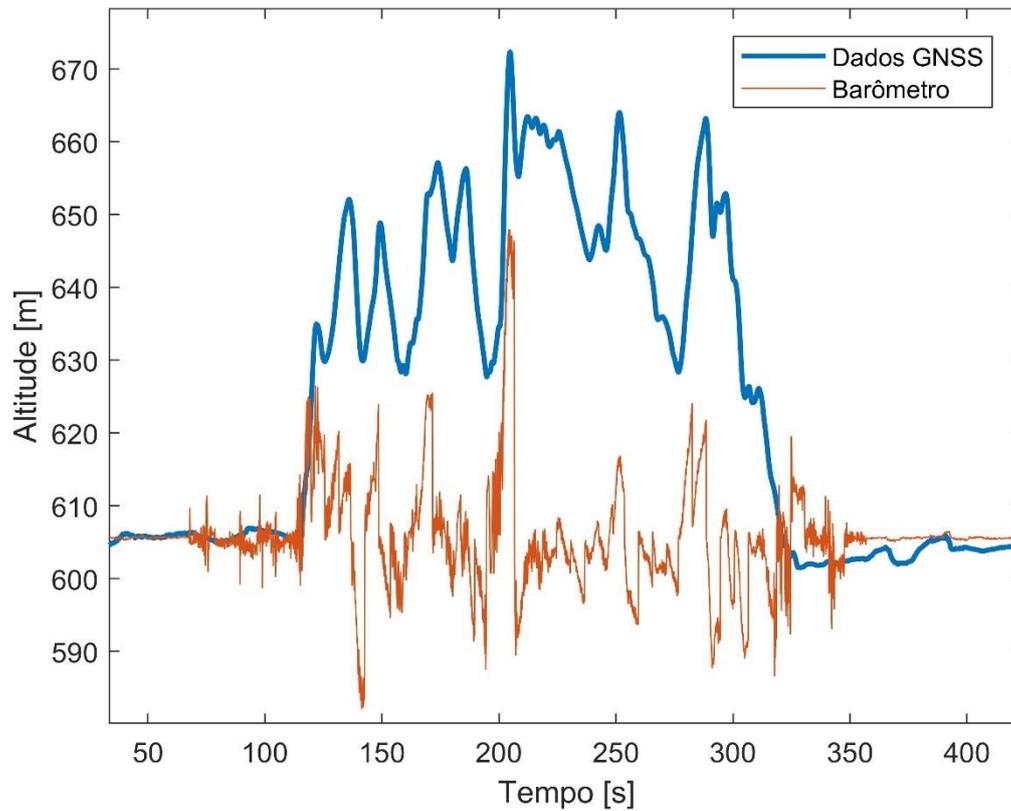
O registro dos perfis de altitude GNSS e barométrica registradas ao longo do voo são mostrados na Figura 48. É possível observar a grande discrepância existente entre os dois tipos de registro de dados: a variação de altitude avaliada pelo barômetro claramente sofre com as rápidas variações de altitude do modelo e com a intensa vibração do motor a combustão, sendo possível observar, inclusive o registro de altitudes inferiores à altitude de decolagem da aeronave, o que não é condizendo com a realidade do voo executado. Com essas informações é possível concluir que o barômetro deve ser mantido apenas como instrumento de navegação de backup e como acessório para registro das condições do local de voo.

Figura 47 - Influência da Vibração do Motor no Barômetro.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

Figura 48 - Comparativo Entre Altitudes GNSS e Barométrica.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

6.4 Resultados das Análises do Sistema Inercial

Neste tópico serão abordados e discutidos os resultados referentes ao estudo das unidades inerciais internas da Pixhawk, especificamente falando, dos acelerômetros.

6.4.1 Resultados para a Frequência de Amostragem dos Sensores Inerciais

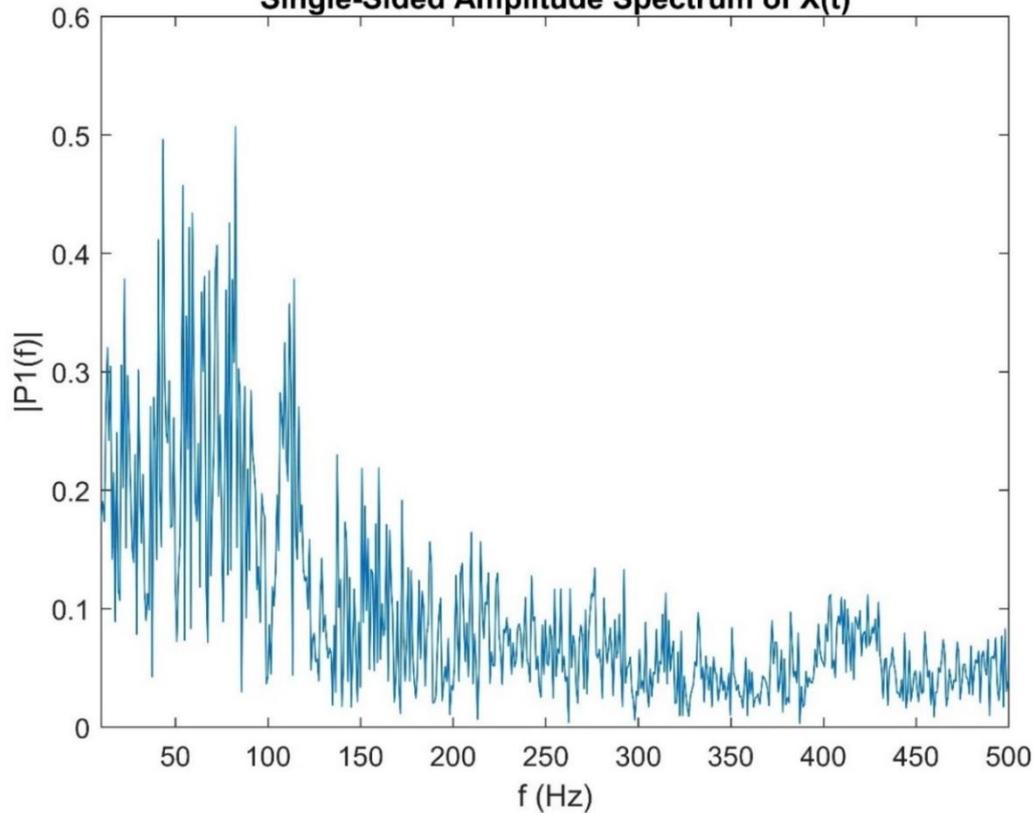
Após a realização do teste de aceleração do motor e obtenção do gráfico da resposta em frequência da Figura 49, ficou bastante claro que algo não estava correto com relação à coleta de dados dos acelerômetros. Não foi possível visualizar o pico esperado na região de 208 Hz, o que gerou um grande desapontamento com relação às capacidades do sistema.

O cálculo da frequência de aquisição dos dados resultou em **47,38 Hz**. Essa é a real frequência de amostragem dos dados registrados no cartão de memória da Pixhawk.

A mesma frequência foi encontrada nos testes com o cartão de memória de classe superior e ainda desabilitando o registro de dados de todos os acessórios periféricos (como Pitot e GNSS) para entender se o problema seria o afogamento da via de registro de logs. Ao realizar registros com apenas uma unidade inercial (e abrir mão da redundância), foi possível obter uma frequência de aquisição de **98,49 Hz**. Infelizmente esse resultado possui implicações negativas no que tange análises da dinâmica estrutural da aeronave: somente seria possível estudar com clareza fenômenos que ocorram até próximo de 24 Hz em condições normais ou 49 Hz em operações de única IMU, o que para um aeromodelo rígido é uma frequência bastante baixa.

Não foi possível determinar se esse resultado é decorrente de algum mal funcionamento, problemas com o firmware instalado ou se apenas corresponde à verdadeira capacidade da controladora em questão. Extensas pesquisas foram realizadas na comunidade para buscar relatos de outros usuários e, apesar do escasso material encontrado e que aborda a frequência dos sensores inerciais, em alguns relatos a frequência de aquisição dos usuários ficou próxima do valor aqui relatado. Por conseguinte, a despeito das inúmeras variáveis que podem influenciar negativamente esse resultado, a hipótese mais relevante é de que se trata apenas de uma limitação deste tipo de *hardware*. A avaliação de outras placas controladoras do mesmo tipo e de placas mais recentes com frequências de aquisição ditas maiores pode ser uma saída para definir concretamente se a Pixhawk pode ou não ser utilizada para análises dessas informações.

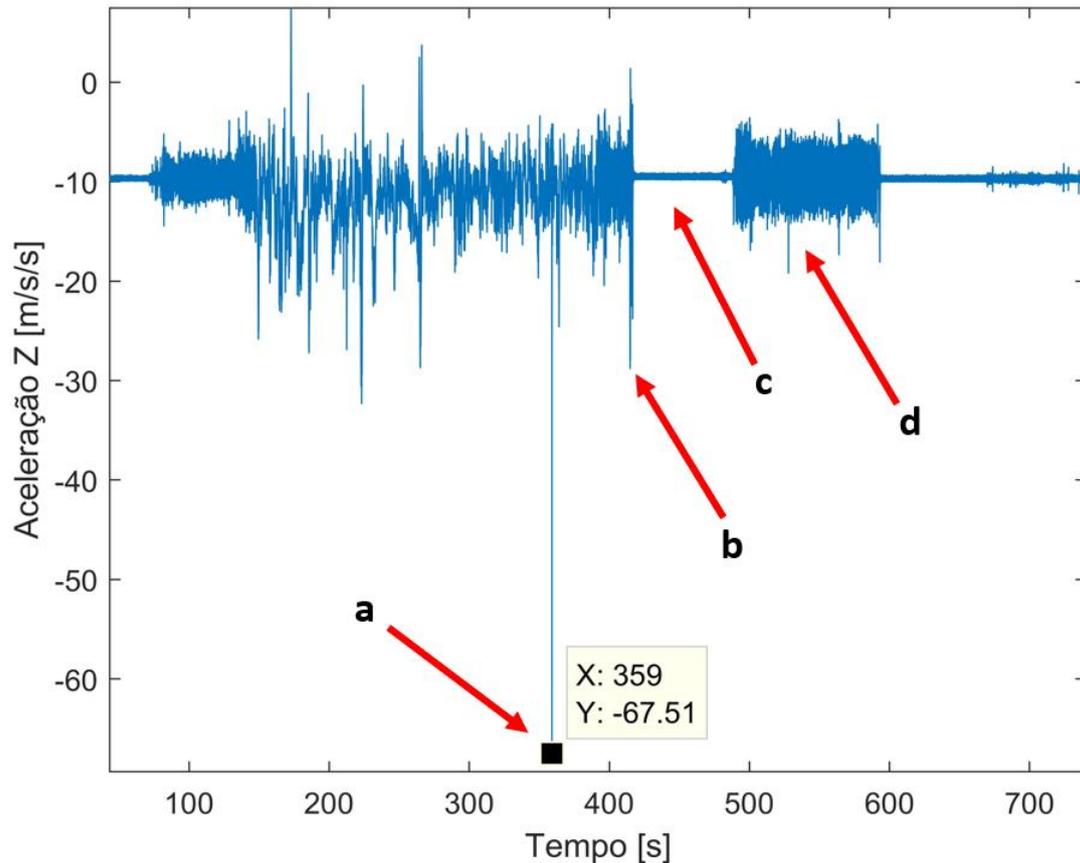
Figura 49 - Resultado do Acelerômetro X no Domínio da Frequência.
Single-Sided Amplitude Spectrum of X(t)



Fonte: Autor da Obra, 2021.

Apesar dos resultados encontrados na avaliação da IMU para altas frequências, é possível afirmar que a Pixhawk possui excelentes características de aquisição de dados inerciais para as baixas frequências relatadas. Isso ainda permite realizar coleta de informações sobre forças externas às quais a aeronave se sujeitou e também informações com relação ao comportamento de corpo rígido do modelo. A exemplo, em um dos voos de teste realizados foi feito um procedimento de toque e arremetida cujo impacto foi mais intenso do que o esperado. A posterior análise dos dados revelou uma aceleração de $-67,51 \text{ m/s}^2$ no momento do toque no solo. O valor negativo se deve ao fato de que o eixo Z da aeronave é sempre orientado para baixo. Na Figura 50 podemos observar os registros de aceleração em Z ao longo de um voo de testes. A seta indicada por (a) mostra o momento do impacto na pista no toque e arremetida. A indicação (b) é o impacto no momento do pouso, seguido pela corrida de pouso, identificada pela letra (c). A partir de então, os dados indicados por (d) são referentes à manipulação da aeronave após o voo, até o desligamento do sistema.

Figura 50 - Registro de Aceleração no Eixo Z ao longo do Voo.

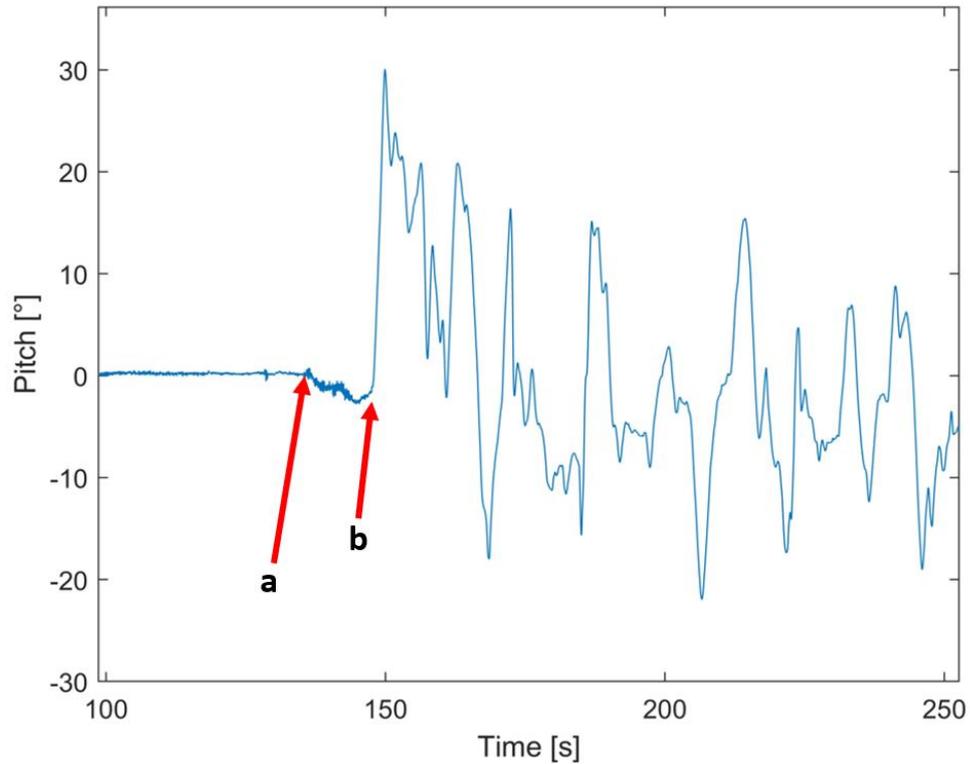


Fonte: Autor da Obra, 2021.

6.4.2 Resultados para a Aplicação dos Dados Coletados

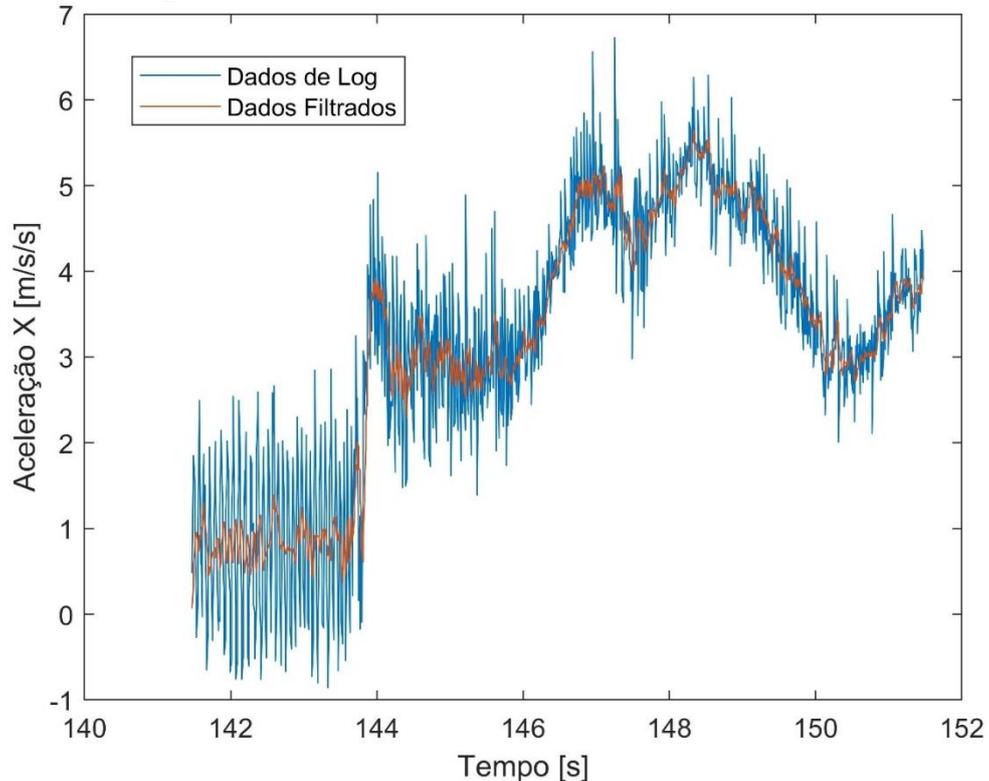
Pode-se dizer que a avaliação da aplicação de dados adquiridos para análise do comportamento cinemático do modelo foi muito satisfatória. Foi observado que a determinação de quais dados devem ser interpretados é essencial para a obtenção de resultados condizentes com a realidade: adotar um intervalo de dados muito abrangente retorna valores muito elevados para o deslocamento, o que é esperado por se tratar de um movimento acelerado.

A seleção desses dados foi feita manualmente: na Figura 51 o ponto indicado por (a) corresponde ao início da corrida de decolagem (por ser a primeira movimentação após um período de espera na pista) e o ponto indicado por (b) identifica a saída da aeronave do solo, evidenciada pelo grande aumento no ângulo de ataque. Em trabalhos futuros esse procedimento certamente pode ser automatizado.

Figura 51 - Avaliação de ângulo de Ataque para Identificação da Decolagem.

Fonte: Autor da Obra, 2021.

Após a seleção do intervalo de análise foi aplicado o filtro de média móvel, conforme se observa na Figura 52.

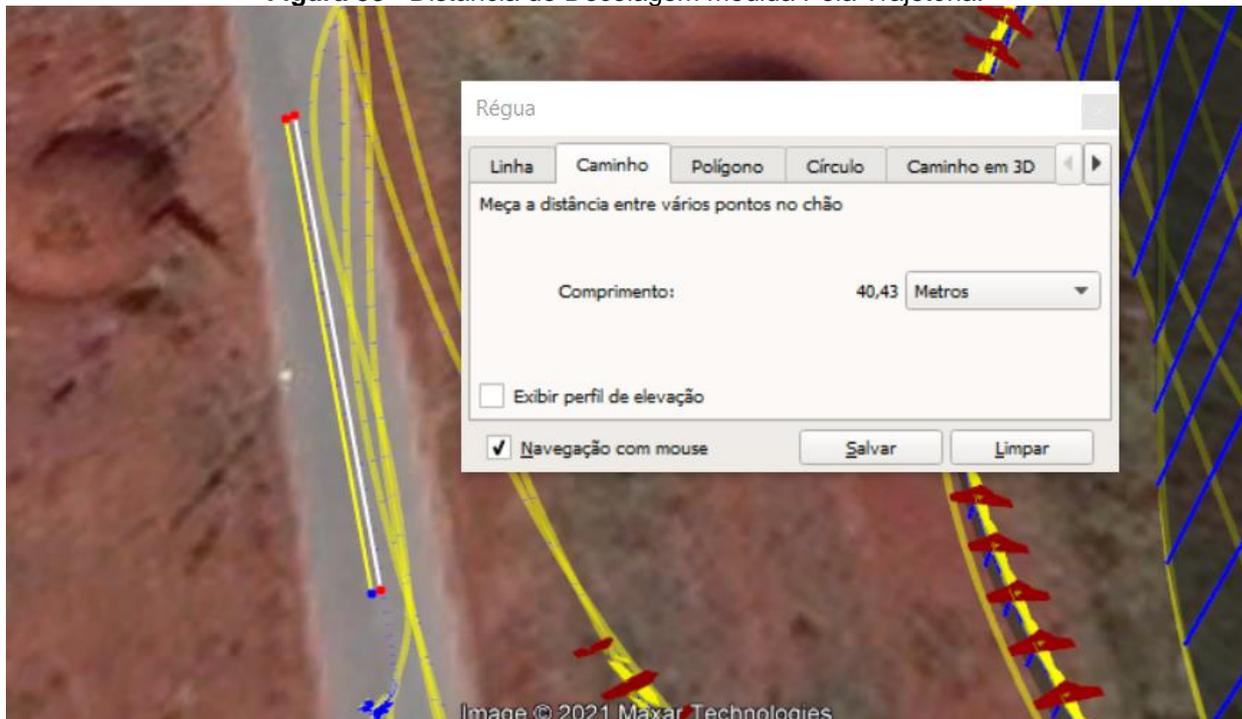
Figura 52 - Aplicação do Filtro de Média Móvel nas Leituras.

Fonte: Autor da Obra, 2021.

O modelo de discretização do movimento horizontal desenvolvido calculou uma distância de decolagem de **39,89 metros** percorrida em 6,53 segundos. A realização do mesmo procedimento de cálculo sem a aplicação de filtragem no sinal resultou em uma distância de decolagem de **41,98 metros**, resultado que pode ser explicado pelo maior nível de ruído contido nos dados brutos. Apesar de diferentes, os resultados com e sem filtro não se mostraram divergentes, evidenciando a robustez dessa simples metodologia de cálculo.

O resultado calculado para a distância de decolagem utilizando parâmetros de latitude e longitude do GNSS foi de **38,88 metros**. Em seguida foi utilizada uma reconstrução de trajetória no aplicativo Google Earth para medir, aproximadamente, o tamanho do trecho reto percorrido durante a decolagem. Na Figura 53 é mostrado o resultado dessa avaliação: a distância de decolagem medida na trajetória foi de **40,43 metros**.

Figura 53 - Distância de Decolagem medida Pela Trajetória.



Fonte: Autor da Obra, 2021. Imagem do Google Earth.

Observa-se uma excelente convergência de valores entre os três métodos confrontados. É importante ressaltar que isso se deve em grande parte à correta seleção dos dados de interesse. É possível afirmar que os dados da IMU possuem qualidade suficiente para avaliações de comportamentos cinemáticos do modelo. No âmbito deste trabalho foi analisada a decolagem, mas os resultados encontrados abrem precedentes para inúmeras outras avaliações relevantes, como por exemplo avaliações de desempenho e polar de arrasto a partir de dados de aceleração. Um outro aspecto importante a ser observado é que neste trabalho foram tratados dados com uma situação extrema

de ruído causado pela vibração do motor a combustão: logo, o resultado para aeronaves com motorização elétrica é esperado ser tão bom ou ainda melhor do que foi mostrado neste trabalho.

6.5 Comentários Sobre os Voos com a Pixhawk

A primeira característica observada com o voo da aeronave equipada com o sistema supracitado foi o arrasto assimétrico (maior na asa esquerda) causado pelas instalações do tubo de Pitot na ponta de asa. Essa característica é facilmente corrigida por meio dos comandos de trimagem do rádio controle, entretanto não deixa de ser um ponto de atenção a ser observado com cautela. Também é interessante citar um voo prévio às análises com a Pixhawk no qual foi acoplada uma micro câmera ao estabilizador horizontal do aeromodelo e cujo objetivo seria registrar os voos de teste: durante o primeiro voo com a câmera foi observada uma intensa tendência de nariz para cima e de guinada (pois a câmera agiu como uma deflexão de leme na cauda), tornando a aeronave praticamente incontrolável. As oscilações durante o voo foram muito intensas e o suporte da câmera cedeu; por sorte a aeronave não sofreu uma queda catastrófica. Essa experiência reforçou a importância de sempre verificar a distribuição do CG da aeronave após qualquer modificação em sua configuração de voo, por menor que essa seja.

Ainda com relação aos voos manuais, foi possível observar uma maior lentidão nos comandos após a instalação da controladora: isso pode ser explicado pelo fato de se ter acrescentado um encoder PPM e um processamento de sinal entre o receptor e os servomotores. O fato, entretanto, não se mostrou um impeditivo à realização de voos seguros, uma vez que o Albatroz possui características de voo de aeromodelos treinadores. Em aplicações com aeronaves acrobáticas, entretanto, isso pode se tornar um empecilho ao voo.

A execução dos voos estabilizados aconteceu sem intercorrências: o modo de voo em questão estabiliza a aeronave com relação às leituras da IMU e, por isso, pequenos desalinhamentos no momento da calibração podem provocar um voo desalinhado e com tendências, já que neste modo o voo não é orientado automaticamente. O modo de voo estabilizado torna a realização de curvas extremamente difícil, pois ao realizar uma rolagem, a Pixhawk procura sempre compensar com o leme e vice versa. As curvas, nesse modo, devem ser coordenadas à perfeição com o uso de aileron e leme, o que pode agregar dificuldade para pilotos menos experientes. Como o perfil da aeronave estudada é assimétrico, por mais que se configure a controladora par uma condição de ângulo de ataque zero, sempre será gerado uma resultante de sustentação (para cima ou para baixo), de forma que é preciso corrigir a altitude durante todo o voo estabilizado. É possível ainda identificar nos Logs de voo o momento em que a estabilização foi ativada e desativada. Em resumo, o modo de voo estabilizado pode não ser a melhor opção para trabalhos futuros envolvendo a Pixhawk. Outros dois modos de voo serão discutidos no tópico 6.6 e podem ser bons objetos para futuros estudos.

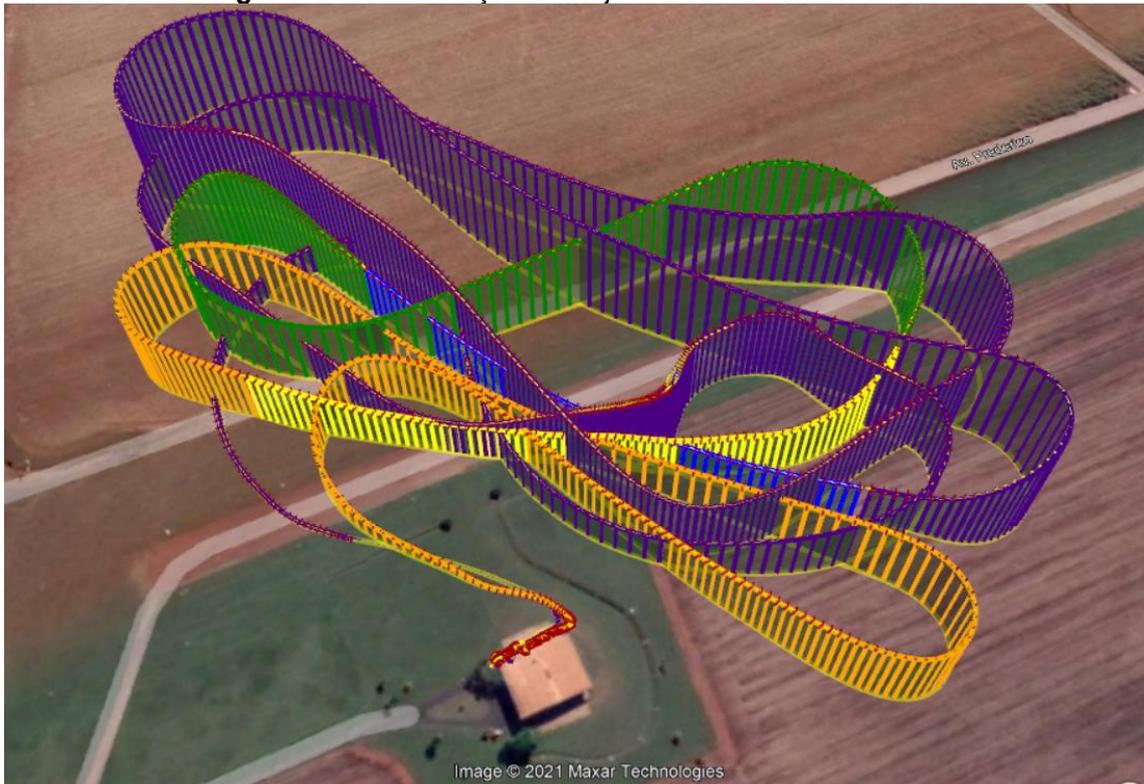
Ao longo da realização deste trabalho foram realizadas cerca de quarenta coletas de dados com a Pixhawk, das quais aproximadamente 10 foram em voo. Em nenhum dos casos foi observado mal funcionamento, perda de sinal, falta de comandos, perda de sinal de GNSS ou perda de registro de qualquer um dos sensores. Foi possível validar a segurança do sistema para condições de voo com a vibração decorrente de aeromodelos a combustão. As conexões dos sensores externos e também entre a Pixhawk e os eletrônicos da aeronave (servomotores, receptor, bateria, etc) se mostraram bastante sólidas e confiáveis para voos como os realizados.

A coleta e registro de dados acontece de forma muito fácil e automática, como já discutido em alguns itens anteriores. Os arquivos registrados possuem um tamanho aproximado de 4,8 megabyte para cada minuto de registro de dados, de forma que com um cartão de poucos Gigabytes é possível registrar uma grande quantidade de atividades.

Os recursos de telemetria, entretanto, apresentaram muitas falhas durante a realização deste trabalho: o sinal de rádio é perdido após uma distância de cerca de 10 metros entre as unidades de voo e de solo. Isso pode estar associado à potência da interface USB do notebook utilizado (que poderia comprometer a qualidade de recepção do sinal) ou à capacidade da antena de 3 dBi usada no receptor. Trabalhos futuros podem avaliar o uso de antenas melhores e mais potentes, assim como o uso de um hub USB para fornecer potência para o Rádio nos registros de telemetria. Apesar de não ser possível acompanhar o andamento dos voos pela estação remota, esta foi fundamental para a realização de configurações, reinicializações e calibrações da aeronave em solo. Logo, o uso do sistema de telemetria é válido e importante para a realização de configurações, mesmo que não seja possível valer-se do luxo de acompanhar as missões pela tela do computador.

Além das características já abordadas, os dados gerados pela controladora permitem realizar a reconstrução de trajetórias, por meio das quais diferentes etapas de um voo de testes podem ser facilmente identificadas. O procedimento é muito simples e ocorre via Mission Planner: o software gera um arquivo KMZ que pode ser aberto no Google Earth, conforme Figura 54. Além do caminho executado pela aeronave, são exibidos dados de inclinação de nariz, de rolagem e as cores da trajetória indicam os diferentes modos de voo selecionados; pode-se observar claramente por meio deste recurso que não há falhas ou descontinuidades no registro de dados.

Figura 54 - Reconstrução de Trajetória com os dados GNSS.



Fonte: Autor da Obra, 2021. Imagem do Google Earth.

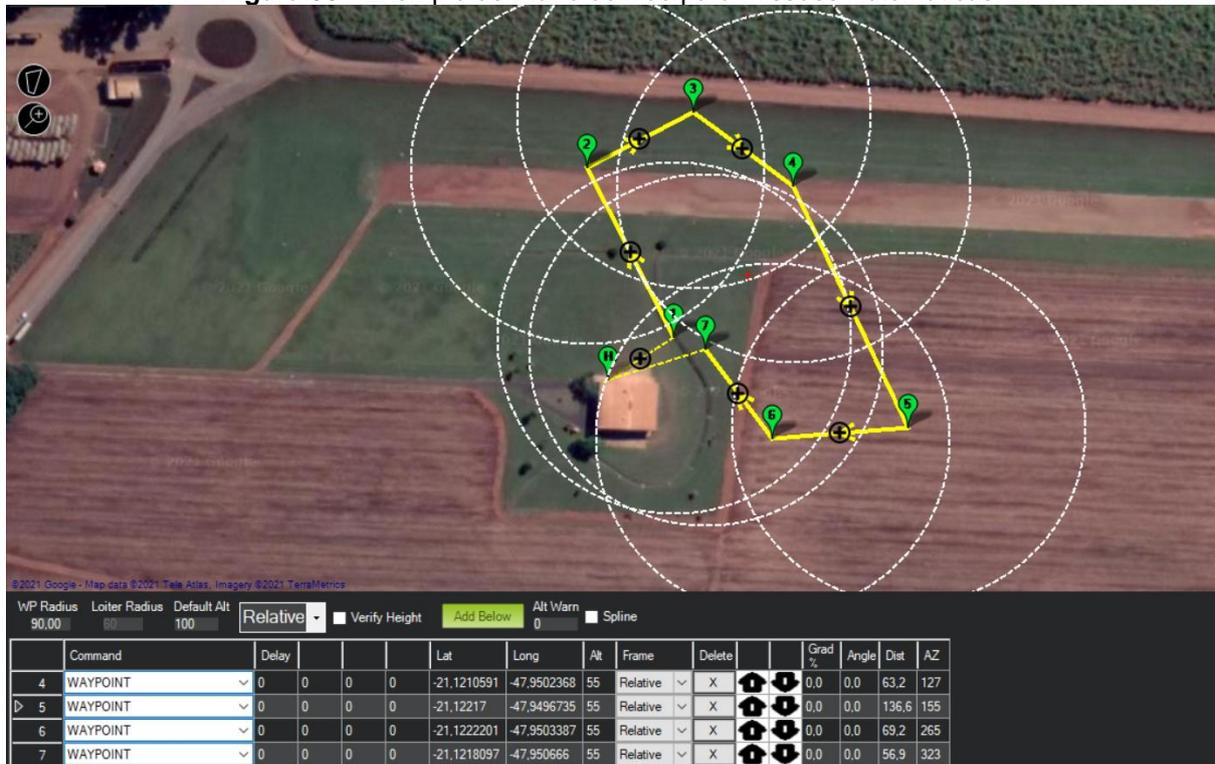
6.6 Outros Modos de Voo da Pixhawk.

A controladora, além do modo de voo estabilizado descrito no item anterior, possui outros dois modos de voo que podem ser de interesse a futuros trabalhos com a temática de ensaios em voo, são eles o modo automático e o modo de voo *fly by wire*.

No modo de voo automático é traçada uma rota de voo com o uso de waypoints com altura definida. Após a realização da decolagem, a chave do controle deve ser passada para a posição “auto” a fim de que a aeronave se direcione para o primeiro ponto e prossiga ao longo da missão. Deve ser selecionada uma velocidade de cruzeiro apropriada e a fonte de referência para essa velocidade (Pitot ou GNSS). Para o voo de missões automáticas também deve ser definido o sistema primário para a navegação da altitude (Barômetro ou GNSS). Os voos automáticos são vedados pela RBAC 94 e é necessária especial atenção ao fato de que toda a segurança do voo será confiada a computador. Na Figura 55 é mostrada um exemplo de missão para execução de voos automáticos. Esses voos podem ser utilizados para avaliar o comportamento da aeronave em situações específicas, como em voo reto e nivelado, subidas a razões constantes, curvas com raio conhecido e outras avaliações. A segurança de voos automáticos com a Pixhawk é garantida por um mecanismo chamado de *EKF (Extended Kalman Filter)*: esse algoritmo interno à controladora busca, a partir de taxas de erro estimadas para os sensores, reduzir ao máximo o nível de ruído das leituras combinadas de todos os instrumentos, contribuindo com uma definição muito melhor

da atitude da aeronave. A Pixhawk pode ser configurada para utilizar diferentes soluções do *EKF* a partir dos dados combinados de diferentes sensores embarcados. Esta poderosa ferramenta permite estimar a posição da aeronave e garantir a segurança do voo até mesmo em caso de perda de sinal GNSS. A Figura 56 mostra a atuação do EKF durante um procedimento de pouso de aeronave utilizando a Pixhawk para coleta de dados.

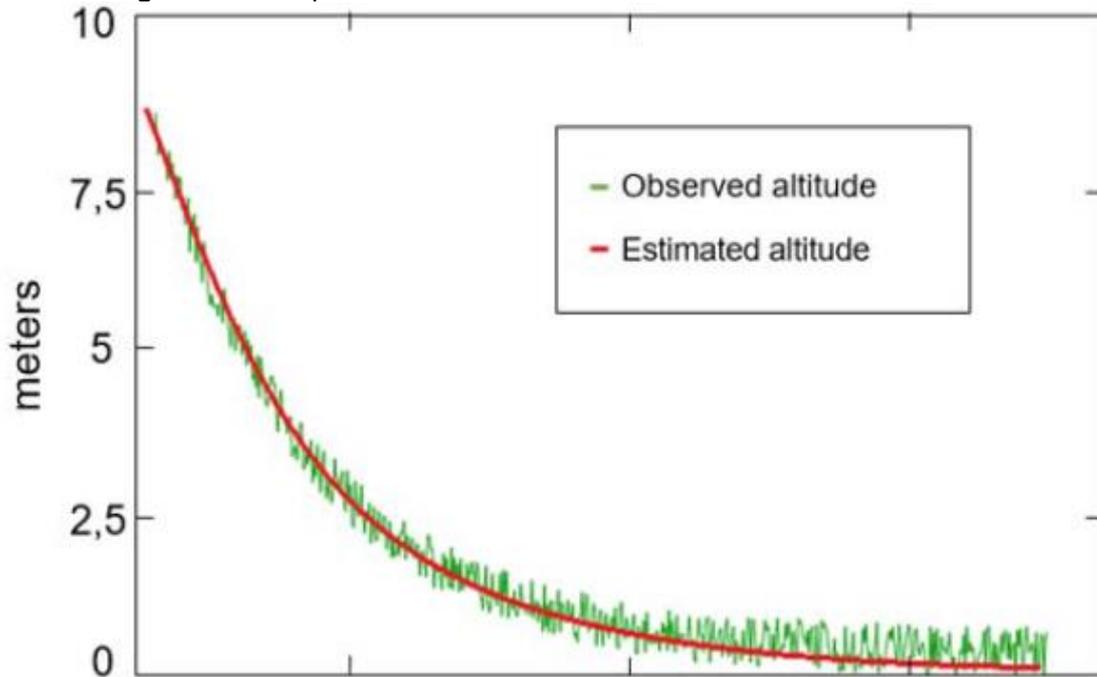
Figura 55 - Exemplo de Plano de Voo para Missões Automáticas.



Fonte: Autor da Obra, 2021.

O modo de voo Fly By Wire (FBW) utiliza os comandos enviados pelo piloto via rádio controle para inserir uma entrada de taxa de variação pré-definida no comportamento da aeronave. Nesse modo de voo a aeronave utiliza o GNSS e os estimadores do filtro de Kalman para manter a aeronave sempre na posição de voo reto e nivelado até que um comando seja acionado. Os comandos de pitch enviados pelo piloto são convertidos em uma taxa de variação de altitude que varia de zero até a taxa máxima definida nas configurações. Para a rolagem a movimentação se dá de maneira semelhante, sendo o ângulo de inclinação das asas a variável limitante. O modo FBW pode ser aplicado tanto para análises em voo reto e nivelado quanto para análises que envolvam taxas de variação do comportamento da aeronave (taxa de subida/descida ou taxa de rolagem) e possui a vantagem de ser um modo que ainda permite ao piloto gerenciar o voo.

Figura 56 - Comportamento do Estimador de Kalman em Voos Automáticos.



Fonte: Retirado de (GARCÍA, 2017).

6.7 Limitações Encontradas no Sistema

A Pixhawk mostrou-se um excelente sistema para adquirir dados em voo em pequenas aeronaves. Algumas de suas características, entretanto, ainda não correspondem às expectativas ou aos requisitos para determinadas análises. Dentre as limitações podemos citar:

- **Baixa Frequência de Amostragem:** A frequência de amostragem dos sensores inerciais não corresponde aos 1000 Hz informados pelo datasheet do equipamento. Isso pode limitar alguns estudos relevantes, sobretudo relacionados à aeroelasticidade.
- **Telemetria falha e de baixa qualidade:** Os rádios de telemetria utilizados não corresponderam às informações do fabricante de alcance de uma milha em campo aberto. Isso pode ser uma característica do sistema ou um problema na interface entre a rádio e o notebook utilizado.
- **Conexões difíceis de utilizar:** a vantagem de conexões sólidas traz consigo o empecilho de conectores difíceis de manusear. Todos os voos realizados exigiram a conexão e desconexão do tubo de Pitot para possibilitar a remoção da asa, procedimento que se mostrou bastante dispendioso e com risco de danificar os conectores.
- **Não realiza leitura de ângulo de ataque efetivo:** A Pixhawk não possui, nativamente, nenhum recurso para medir o ângulo de ataque efetivo, que é o ângulo entre a linha da corda e o escoamento de ar, sendo possível medir apenas o ângulo de ataque geométrico registrado pelos giroscópios da IMU. Entretanto, foi mostrado no trabalho de WANNGOEN (2020) que é possível integrar um potenciômetro a um Arduino nano para, acoplado com uma Vane, atuar na forma

de um ângulo de ataque efetivo. O sinal do Arduino pode ser registrado pela porta I2C da controladora com os valores de ângulo de ataque.

- A Pixhawk não registra quando um servomotor é desconectado da controladora, informação que poderia dar suporte na solução de diversos acidentes com aeromodelos.
- A Pixhawk não registra a distância total percorrida durante um voo, informação que poderia ser especialmente útil para avaliações de alcance da aeronave. Essa informação, entretanto, pode ser facilmente calculada com os mesmos procedimentos utilizados para avaliar a precisão do GNSS.
- Diferentes bases de tempo para diferentes sensores: Um dos grandes problemas da análise de dados de vários sensores da Pixhawk é o fato de que em praticamente todos os casos sensores diferentes possuem taxas de amostragem diferentes. Portanto, para visualizar dados da IMU com dados de GPS no mesmo gráfico, é importante traçar o gráfico com relação ao tempo e não com relação às amostras registradas. Cálculos envolvendo dados de diferentes sensores provavelmente vão exigir uma normalização para integrarem um mesmo roteiro de análises. Em outras palavras, os dados GNSS registrados aos dez segundos de voo não estarão na mesma posição vetorial que os dados registrados aos dez segundos de voo pela IMU.
- Falta de informações oficiais: apesar de possuir uma vasta comunidade de usuários, as informações técnicas sobre a Pixhawk encontram-se pulverizadas na internet em blogs, sites, sites oficiais e relatos de usuários, o que torna difícil a tarefa de se obter informações concretas sobre suas funcionalidades, sensores, capacidades de aquisição de dados e de controle, ou ainda sobre procedimentos de utilização.

7. CONCLUSÕES

Este trabalho realizou com completo sucesso a instrumentação de um aeromodelo a combustão para a coleta de dados em voo utilizando a placa controladora Pixhawk. Cerca de dez voos de testes realizados demonstraram ótima confiabilidade do sistema com relação à aquisição de dados, robustez do sinal de GNSS e registro de dados no cartão de memória. Foi constatada a importância de uma boa distribuição dos equipamentos de voo extras no eixo longitudinal da aeronave para evitar um passeio excessivo do CG, o que pode levar à condição de instabilidade. Também foi constatada a importância de se dar atenção aos elementos geradores de arrasto aerodinâmico adicionados, pois é possível enfrentar uma situação de arrasto assimétrico que pode levar a instabilidades. Apesar de não terem sido realizados voos automáticos, os voos estabilizados realizados demonstraram que a controladora cumpre seu papel na hora de gerenciar os comandos de voo: não foram identificados mal funcionamentos relacionados à passagem dos sinais de comando pela Pixhawk a não ser um delay um pouco maior do que o normal na execução das manobras de voo. O modo estabilizado agrega dificuldades quando da realização de curvas, pois a controladora tenta o tempo todo trazer a aeronave para a condição de nivelamento geométrico.

Os estudos específicos dos sensores também foram bastante conclusivos. O receptor GNSS apresentou excelentes parâmetros de exatidão e de precisão, comportando-se de maneira muito melhor do que se esperada para um equipamento do seu tamanho e peso. A avaliação do tubo de Pitot também retornou resultados muito satisfatórios: foi observada grande aderência entre os valores registrados no ensaio com os valores de referência do túnel de vento calibrado. Os dados de velocidade do ar coletados com o Pitot em voo também se mostraram muito condizentes com o esperado, sendo possível identificar características do voo como derrapagens, voos contra e a favor do vento e stall. O barômetro interno da Pixhawk apresentou bons resultados de dispersão de leituras em condições estáticas. O cenário em condições com o motor ligado foi outro: as vibrações excessivas provocadas no interior da fuselagem inutilizam o barômetro para aplicação em navegação vertical.

A avaliação dos acelerômetros mostrou que a frequência de aquisição não corresponde ao valor informado pela fabricante. Não foi possível inferir se é uma característica ou um defeito do equipamento, apesar de as evidências levantadas em pesquisas indicarem que se trata de uma limitação de hardware. Apesar das baixas frequências de aquisição executadas durante o registro de dados, foi possível aplicar informações dos sensores inerciais para calcular, a partir da discretização cinemática do movimento horizontal, a distância de decolagem de um dos voos realizados. A convergência do valor encontrado com valores obtidos dos registros de GNSS demonstrou grande potencial da Pixhawk para futuros estudos da dinâmica de voo de RPAs. Também foi possível verificar que forças pontuais externas aplicadas à aeronave são registradas com boa fidelidade pelos acelerômetros através da análise qualitativa de um toque e arremetida.

À luz das análises e estudos realizados, é possível concluir que a Pixhawk é um excelente mecanismo para registrar uma variada gama de dados de voo, os quais podem ser úteis para trabalhos acadêmicos e trabalhos de desenvolvimento de tecnologia.

Para trabalhos futuros que queiram seguir essa mesma linha de pesquisa é possível citar como pontos importantes a se pesquisar:

- Comparar a controladora usada neste trabalho com versões mais recentes;
- Avaliar os modos de voo automáticos (Auto e FBW) no âmbito da realização de ensaios em voo em aeronaves elétricas;
- Realizar avaliações de desempenho em RPAs utilizando IMU e Tubo de Pitot;
- Realizar avaliações de polar de arrasto em RPAs utilizando IMU e Tubo de Pitot;
- Avaliar quantitativamente o comportamento dos sensores inerciais;
- Avaliar a atuação dos estimadores de Kalman.;
- Avaliar a execução e o registro de manobras específicas de voo (stall, pull up, curvas e outras).

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. D. **Aircraft Performance and Design**. McGraw-Hill, 1999. 580 p.
- ARDUPILOT. **Mission Planner Overview**. 2021. <https://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-overview.html>. Acessado em 15/07/2021
- ARANA, J. **O Uso do GPS na Determinação de Altitudes Ortométricas**. Universidade Estadual de São Paulo. [S.a.]. 11 f.
- ANAC. **Regulamento Brasileiro de Aviação Civil especial nº 94**. Emenda nº1. 2021. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-e-94> (acesso em agosto de 2021).
- BEARD, R. W.; MCLAIN, T. W. **Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice**. [S.l.]: Princeton University Press, 2012. 317 p.
- BEGHELLI, P. H. **Identificação dos parâmetros de estabilidade e controle do aeromodelo VR-01**. Orientador: Thiago Felipe Kurudez Cordeiro. 2019. 160 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Aeroespacial) - Universidade de Brasília, Brasília - DF, 2019.
- CAIAZZO, C. **Set-up and Experimental Testing of a Small Flight Data Acquisition System**. Orientador: F. Nicolosi. 2015. 42 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Aeroespacial) – Universidade de Napoli “Frederico II”, [s.l.], 2015.
- DECEA. **Aeronaves não Tripuladas e o Acesso ao espaço aéreo Brasileiro ICA 100-40**. 2020. Disponível em <https://publicacoes.decea.mil.br/publicacao/ica-100-40> (Acesso em agosto de 2021).
- DHL EXPRESS LAUNCHES ITS FIRST REGULAR FULLY-AUTOMATED AND INTELLIGENT URBAN DRONE DELIVERY SERVICE**. [S. l.], 29 maio 2019. Disponível em: <https://www.dhl.com/tw-en/home/press/press-archive/2019/dhl-express-launches-its-first-regular-fully-automated-and-intelligent-ur-ban-drone-delivery-service.html>. Acesso em: 15 jul. 2021.
- DHL usa Drone para conferência de estoque do Grupo Lego no Brasil**. [S. l.], 14 jul. 2021. Disponível em: <https://noticiasconcursos.com.br/dhl-usa-drone-para-conferencia-de-estoque-do-grupo-lego-no-brasil/>. Acesso em: 15 jul. 2021.
- DRONECODE. **Pixhawk 1 Flight Controller**. 2021. https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk.html. Acessado em 10/07/2021.
- FAA, **Advisory Circular. Airworthiness Approval of Positioning and Navigation Systems. Ac No 20-138D**. [S.l.]: FAA US. Department of Transportation, Washington, DC, 2016.
- FUCHS, ANGELA MARIA S.; FRANÇA, Maira N.; PIHEIRO, Maria Salete de F., **Guia para Normalização de Publicações Técnico-Científicas**. 5ª ed. Brasil: EdUFU, 2011.
- HULL, D. G. **Fundamentals of Airplane Flight Mechanics**. The University of Texas at Austin. Springer, 2007. 310 p.
- IBGE. **Padronização de Marcos Geodésicos**. [s.l.]. 2008. Disponível em: <https://www.ibge.gov.br/geociencias/metodos-e-outros-documentos-de-referencia/normas/16466-padronizacao-de-marcos-geodesicos.html?=&t=acesso-ao-produto>. Acesso em dezembro de 2021.
- IBGE. **Noções Básicas de Cartografia**. 1999. Rio de Janeiro, RJ, 128p. Disponível em <https://biblioteca.ibge.gov.br/visualizacao/monografias/GEBIS%20-%20RJ/ManuaisdeGeociencias/Nocoos%20basicas%20de%20cartografia.pdf>. Acesso em novembro de 2020.

NOVATEL. **GPS Position Accuracy Measures**. [Online], 2003 Disponível em: http://www.gisresources.com/wp-content/uploads/2014/03/gps_book.pdf. Acesso em dezembro de 2021.

HENTSCHKE, M., **Evaluation of Altitude Sensors for na Application in a Pulverization Drone**. Orientador: Edison de Freitas. 2017. 44 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia de Controle e Automação) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre-RS, 2017.

GARCÍA, J. **Analysis of sensor data and estimation output with configurable UAV platforms**, Universidade Carlos III, Madrid, 2017. 6 p.

HOFFER, Nathan V. **System Identification of a Small Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle Using Flight Data from Low-Cost Sensors**. 2014. Tese (Engenharia Mecânica) - Utah State University, Logan, Utah, 2014.

JATEGAONKAR, R. V. **Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

JENSEN, A. **“Using a Multispectral Autonomous Unmanned Aerial Remote Sensing Platform (AggieAir) for Riparian and Wetlands Applications”** Proceedings of the 2011 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2011.

MARINO, T. B. **Conceitos de Geodésia**. Universidade Federal Rural do Rio de Janeiro [s.a.]. 9p. (Slides de Aula disponíveis em: <http://www.tiagomarin.com/tiagomarin/classes/IA293/material/2%20-%20Conceitos%20de%20Geodesia.pdf>) Acesso em novembro de 2021.

RANGO, A., **“Using Unmanned Aerial Vehicles for Rangelands: Future Potentials,”** Environmental Practice, Vol. 68, 2006.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Sexta. ed. [S. l.]: AIAA EDUCATION SERIES, 2018. 1097 p.

ROSKAM, J. **Airplane Aerodynamics and Performance**. [S. l.]: DAR Corporation, 1997. 711 p.

SILVA, G. S. **Proposta e Aplicação de Uma Metodologia Para A Realização da Análise da Dinâmica de uma Aeronave Flexível a Partir de Dados de Ensaios em Voo**. 2021. 227 f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

TAVARES, J.J. **Fundamentos Para Análise Estática e Dinâmica de Instrumentos**. Universidade Federal de Uberlândia, 2019, 18 p. (Slides de Aula).

US GOVERNMENT. **GPS Accuracy**. [S. l.], 6 ago. 2021. Disponível em: <https://www.gps.gov/systems/gps/performance/accuracy/>. Acesso em: dez. 2021.

VENSON, G. **Desempenho de Aeronaves**. Universidade Federal de Uberlândia, 2020. (Slides de Aula).

WANNGOEN, K. **Angle of Attack Sensor for Small Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles**. Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand. 2020. 5 p.

ANEXO A

	REPÚBLICA FEDERATIVA DO BRASIL FEDERATIVE REPUBLIC OF BRAZIL	
	AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL NATIONAL CIVIL AVIATION AGENCY	

CERTIDÃO DE CADASTRO DE AERONAVE NÃO TRIPULADA – USO RECREATIVO
UNMANNED AIRCRAFT INSCRIPTION CERTIFICATE - RECREATIONAL

<p>Esta certidão de cadastro, emitida de acordo com o RBAC-E nº 94, é válida até 27/12/2023, salvo em caso de cancelamento, suspensão ou revogação pela Autoridade de Aviação Civil Brasileira.</p> <p><i>This Inscription Certificate, issued in accordance with RBAC-E nr. 94, shall remain valid until 12/27/2023, unless it is cancelled, suspended or revoked by the Brazilian Civil Aviation Authority.</i></p> <p>Operador (Operator) Vítor Calasense de Campos</p> <p>CPF (document): 469.832.688-57</p>	<p>Nº do cadastro (Inscription Number): PR-122021123</p> <p>Uso (Purpose): recreativo (recreational) Fabricante (Maker): Incoer Modelo (Model): Aeromodelo Abatroz Nº de série (Serial Number): 001 Peso máximo de decolagem (MTOW): 5,00 kg Foto (Picture):</p> 
<p>O descumprimento da regulamentação aplicável pode ensejar consequências administrativas, civis e/ou criminais para o infrator.</p>	<p>Informações adicionais (additional information): Aeronave Utilizada para avaliações em projeto de conclusão de curso - Universidade Federal de Uberlândia.</p>
<p>O detentor desta certidão de cadastro (o operador), ou aquele com quem for compartilhada sua aeronave, é considerado apto pela ANAC a realizar voos recreativos no Brasil, com a aeronave não tripulada acima identificada, em conformidade com os regulamentos aplicáveis da ANAC. É responsabilidade do operador tomar as providências necessárias para a operação segura da aeronave, assim como conhecer e cumprir os regulamentos do DECEA, da Anatel, e de outras autoridades competentes.</p> <p><i>The holder of this inscription certificate (the operator), or the person with whom this aircraft is shared, is considered apt by Brazilian Civil Aviation Authority to perform recreational flights in Brazil, using the above identified unmanned aircraft, in conformity with the applicable regulations of Brazilian Civil Aviation Authority. It's the operator's responsibility to take the necessary actions to ensure a safe operation, as well as know and comply with the regulations of air traffic control (ATC), telecommunications, and other competent authorities.</i></p>	
<p>A validade desta certidão pode ser verificada pelo link https://sistemas.anac.gov.br/SISANT/Aeronave/ConsultarAeronave</p>	
<p>Local e data da emissão (Place and date of issue) Brasília, 27 de dezembro de 2021 Brasília, December 27th, 2021</p>	

ANEXO B



1 – Identificação do par de marcos geodésicos

SBUL - P (Cilindrico com base retangular)

SBUL- Az (Piramidal com base retangular)



Marco geodésico padrão IBGE, com disco de centragem forçada e parafuso universal.

Marco geodésico de azimute, padrão IBGE

2 – Localização dos marcos geodésicos



QUADRO DE COORDENADAS FINAIS

	Coordenadas em SIRGAS 2000			
	Geodésicas			
	SBUL P		SBUL AZ	
Latitude:	-18°53'11,0833"	σ : 0,000"	-18°53'01,1079"	σ : 0,001"
Longitude:	-48°13'43,8132"	σ : 0,001"	-48°13'38,5205"	σ : 0,003"
Alt. Elipsoidal	930,41m	σ : 0,002m	64,72m	σ : 0,004m
UTM Fuso 22S				
Norte:	7909454,107m	σ : 0,000m	7909758,559m	σ : 0,001m
Leste:	791952,532m	σ : 0,001m	792112,329m	σ : 0,003m
Alt. Ortométrica				
*IBGE - PPP	940,68m	σ : 0,002m	939,46m	σ : 0,004m
Niv. Geométrico	940,334m	σ : -	927,522m	σ : -

*IBGE – PPP Referenciado ao modelo de ondulação geoidal do Brasil - MAPGEO2015

Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE)

3 – Observações

Último rastreamento GNSS realizado em: 04/09/2020 – GNSS Receiver: JAVAD TRIUMPH1 Antena: JAV_TRIUMPH-1 NONE

RRGCI - Memorial descritivo de par de marcos geodésicos intervisíveis – Elaborado SETEMBRO/2020