



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL

ESCOLA DE ENGENHARIA

TRABALHO DE CONCLUSÃO EM ENGENHARIA DE
CONTROLE E AUTOMAÇÃO

Instrumentação de um veículo aéreo não tripulado para análise de sua performance

Autor: Túlio Dapper e Silva

Orientador: Edison Pignaton de Freitas

Porto Alegre, dezembro de 17

Sumário

Resumo	iii
Lista de Figuras	v
Lista de Tabelas	vii
Lista de Símbolos	ix
Lista de Abreviaturas e Siglas	xi
1 Introdução	1
1.1 Motivação e Objetivos	1
1.2 Etapas	2
2 Revisão Bibliográfica	3
2.1 Conceitos Fundamentais	3
2.1.1 Medição da Velocidade de uma Aeronave em Relação ao Ar	3
2.1.1.1 Velocidade Indicada	4
2.1.1.2 Velocidade Calibrada	4
2.1.1.3 Velocidade Equivalente	4
2.1.1.4 Velocidade Verdadeira	5
2.1.2 Orientação da Aeronave	5
2.1.2.1 Representação	5
2.1.2.2 Acelerômetro	6
2.1.2.3 Giroscópio	7
2.1.2.4 Fusão de dados	7
2.2 Estado da Arte	8
3 Requisitos do Projeto	9
4 Desenvolvimento	11
4.1 Componentes	11
4.1.1 Processador	11
4.1.2 Tubo de Pitot	11
4.1.3 Sensor de Pressão Diferencial	12
4.1.4 Acelerômetro, Giroscópio, Barômetro e Termômetro	15
4.1.5 Sensor de Corrente Elétrica	17
4.1.6 Módulo de Gravação de Dados em Cartão de Memória SD	17

4.1.7	Módulo de Rádio Frequência	18
4.2	Placa de Aquisição de Dados	19
4.2.1	Protocolos de Comunicação	20
4.2.2	Firmware	20
4.3	Interface com o Usuário	22
4.3.1	Telemetria	22
4.3.2	Análise dos Dados	23
4.4	Instalação dos Componentes na Aeronave	23
5	Apresentação e Discussão dos Resultados	25
5.1.1	Velocidade em Relação ao Ar e Altitude em Relação ao Solo	25
5.1.1	Rolamento e Arfagem	27
5.1.1	Corrente Elétrica Fornecida pela Bateria	28
6	Conclusões e Trabalhos Futuros	29
7	Referências	31
	Anexos	33
A	Diagrama Elétrico da Placa de Aquisição de Dados	33
B	Fluxograma do Firmware da Placa de Aquisição de Dados	34

Resumo

Durante o projeto de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa, a utilização de um dispositivo capaz de coletar as informações relevantes do voo da aeronave é crucial para a análise de sua performance, validações e, até mesmo, tomada de decisões no projeto. Neste trabalho, foi proposto o desenvolvimento de um sistema de instrumentação de um VANT que fosse capaz de coletar as seguintes informações: velocidade em relação ao ar, altitude e orientação da aeronave, e a corrente elétrica drenada pelo conjunto rádio receptor e servos. Também foi propósito deste trabalho que, durante o voo, as informações fossem transmitidas a um computador para acompanhamento remoto por parte do piloto ou de um auxiliar. Dessa forma, o piloto poderia atingir certas condições para que determinada característica de voo fosse analisada. Ao final deste trabalho, foi desenvolvido um dispositivo para ser instalado no avião construído. Durante e após o voo, foi possível analisar os resultados das medições com ferramentas computacionais desenvolvidas em MATLAB. Com os resultados obtidos, é possível caracterizar o comportamento da aeronave durante o voo; no entanto, eles não foram satisfatórios em torno dos requisitos de projeto definidos no início do trabalho. Por fim, as metodologias adotadas foram analisadas e melhorias foram propostas para serem aplicadas em trabalhos futuros.

Lista de Figuras

Figura 1: Representação de um tubo de Pitot.	3
Figura 2: Tubo de Pitot instalado em uma aeronave comercial.....	3
Figura 3: Ângulos de Euler. (Leccadito, 2013)	5
Figura 4: Representação de um acelerômetro, em que o eixo Z está alinhado com a força gravitacional.	6
Figura 5: Representação de um acelerômetro, em que o eixo Z não está alinhado com a força gravitacional.	6
Figura 6: Tubo de Pitot comercial para aeromodelismo.....	11
Figura 7: Sensor de pressão diferencial MPX7002DP, da fabricante Freescale.	12
Figura 8: Conversão AD de 10 bits para o MPX7002DP.....	12
Figura 9: Limiar de mobilidade do MPX7002DP para conversão AD de 10 bits.	12
Figura 10: Erro descrito na documentação do MPX7002DP.	13
Figura 11: Tubo de Pitot (à esquerda da figura) conectado ao sensor MPX7002DP. Tubo de Pitot (à direita da figura) conectado ao manômetro.....	14
Figura 12: Manômetro de pressão diferencial por deslocamento de um fluido com marcação da velocidade do ar.....	14
Figura 13: Curva de calibração do sensor de pressão diferencial MPX7002DP.	14
Figura 14: Média e intervalo de confiança da média para o nível de confiança de 95%. ..	15
Figura 15: Módulo GY-87.....	16
Figura 16: Bancada de testes do cálculo do ângulo de rolamento com o Filtro Complementar.	16
Figura 17: Bancada de testes do cálculo do ângulo de arfagem com o Filtro Complementar.	16
Figura 18: Sensor de corrente e tensão por resistência <i>shunt</i> e CI INA219.	17
Figura 19: Módulo de gravação de dados em cartão de memória SD.	17
Figura 20: Transmissor e receptor de rádio frequência de 915MHz.	18
Figura 21: Placa de aquisição de dados (PAD).	19
Figura 22: Estrutura da mensagem enviada por telemetria.	22
Figura 23: Interface com o usuário para a telemetria.	22
Figura 24: Interface com o usuário para a análise dos dados.	23
Figura 25: Representação da camada limite.	24
Figura 26: Representação da distribuição de pressão. (Kundu, 2010)	24
Figura 27: Aeronave JF-01 com o sistema de aquisição de dados instalado.....	24
Figura 28: Asa da aeronave JF-01 com o tubo de Pitot instalado.	24
Figura 29: Velocidade da aeronave em relação ao ar durante a decolagem.....	25

Figura 30: Altitude da aeronave em relação ao solo durante a decolagem.	25
Figura 31: Velocidade da aeronave em relação ao ar durante uma manobra de descida. ..	26
Figura 32: Altitude da aeronave em relação ao solo durante uma manobra de descida.	26
Figura 33: Densidade do ar durante o voo da aeronave.....	27
Figura 34: Correção da Velocidade Equivalente devido às variações da densidade do ar. 27	
Figura 35: Ângulo de rolamento durante a decolagem da aeronave.	27
Figura 36: Ângulo de arfagem durante a decolagem da aeronave.....	27
Figura 37: Representação gráfica da aeronave no momento da decolagem.....	28
Figura 38: Representação gráfica da aeronave durante uma manobra de descida.	28
Figura 39: Corrente fornecida pela bateria durante o voo da aeronave.	28

Lista de Tabelas

Tabela 1: Sensores pertencentes a cada módulo.....	15
Tabela 2: Lista dos componentes utilizados na PAD.	19
Tabela 3: Tempo de execução das rotinas.	21

Lista de Símbolos

V	velocidade da aeronave em relação ao ar
p_t	pressão total
p_e	pressão estática
ρ	densidade do ar
γ	coeficiente de expansão adiabática
V_i	Velocidade Indicada
ΔV_{pos}	correção da Velocidade Indicada devido ao posicionamento
ΔV_{int}	correção da Velocidade Indicada devido ao uso do instrumento
ΔV_{lag}	correção da Velocidade Indicada devido ao atraso da resposta
V_c	Velocidade Calibrada
V_e	Velocidade Equivalente
ΔV_{SA}	correção da Velocidade Calibrada para Velocidade Equivalente
ρ_{SSL}	densidade do ar ao nível do mar
ϕ	ângulo em torno do eixo X (rolamento)
θ	ângulo em torno do eixo Y (arfagem)
a_x	aceleração no eixo X
a_y	aceleração no eixo Y
a_z	aceleração no eixo Z
w_ϕ	velocidade angular em torno do eixo X (rolamento)
w_θ	velocidade angular em torno do eixo Y (arfagem)
T_s	tempo de amostragem
τ	constante de tempo
α	ganho do Filtro Complementar
δ	tamanho do passo de quantização
$V_{m\acute{a}x}$	margem de entrada de um conversor AD

n número de bits de um conversor AD

T instante de tempo

Lista de Abreviaturas e Siglas

VANT	veículo aéreo não tripulado
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
SD	<i>Secure Digital</i>
IAS	<i>Indicated Airspeed</i>
CAS	<i>Calibrated Airspeed</i>
EAS	<i>Equivalent Airspeed</i>
TAS	<i>True Airspeed</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
MPU	<i>Microprocessor Unit</i>
DMP	<i>Digital Motion Processor</i>
CI	circuito integrado
AD	analógico-digital
RF	rádio frequência
SD	<i>Secure Digital</i>
ISM	<i>Industrial, Scientific and Medical</i>
FHSS	<i>Frequency-Hopping Spread Spectrum</i>
I2C	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
SPI	<i>Serial Peripheral Interface</i>
UART	<i>Universal Asynchronous Receiver/Transmitter</i>
UFRGS	Universidade Federal do Rio Grande do Sul
LAEFT	Laboratório de Aplicações em Energia e Fenômenos de Transporte

1 Introdução

O projeto de uma aeronave de asa fixa é um processo desafiador, pois requer um rico conhecimento em aerodinâmica e envolve a tomada de inúmeras decisões ao longo do trabalho. Além de definir o formato de uma aeronave, o projetista deve estimar o peso do avião, a força de arrasto, a potência disponível pelo motor, entre outros. (Kundu, 2010)

Durante o projeto, os ensaios físicos, tais como os realizados em tuneis de vento, e as simulações em ferramentas computacionais, apesar de serem necessários, são limitadas em sua capacidade de modelar por completo a dinâmica de um voo real (Pavlock, 2013). Segundo o autor, a coleta de dados de um voo, em fase de projeto, é essencial, tanto para validar os modelos matemáticos desenvolvidos, quanto para direcionar as melhorias a serem realizadas no projeto.

A utilização de um sistema de sensoriamento em um veículo aéreo não tripulado (VANT) pode fornecer as principais características do voo de uma aeronave; sendo ele, assim, uma poderosa ferramenta para análise de seu projeto.

1.1 Motivação e Objetivos

A competição SAE BRASIL AeroDesign reúne estudantes de diferentes universidades com o desafio de projetar e construir veículos aéreos não tripulados que seguem as especificações propostas pela organização. As equipes são desafiadas anualmente com regulamentos que buscam atender desafios reais enfrentados pela indústria aeronáutica. Durante a competição, elas são avaliadas com base na concepção e desempenho dos seus projetos. (SAE BRASIL AeroDesign, 2017)

No projeto apresentado por uma equipe de AeroDesign, uma série de parâmetros do voo da aeronave são estimados e especificados com base em métodos analíticos ou experimentais. Um dos parâmetros, por exemplo, é a capacidade de subida da aeronave, ou seja, o quanto a aeronave é capaz de atingir em altitude em função de sua velocidade horizontal. Após a construção da aeronave, há o interesse por parte dos projetistas em validar as estimativas realizadas e, a partir disso, buscar por melhorias em suas metodologias de projeto.

O objetivo deste trabalho, portanto, é desenvolver um dispositivo capaz de realizar a coleta das informações consideradas mais importantes durante o voo da aeronave de uma equipe participante da competição. Ainda, deseja-se analisar os dados para condições específicas de um voo (em determinada altitude, por exemplo); por isso, em alguns casos, é importante que, para auxiliar o piloto a atingir as condições de interesse, os dados coletados possam ser monitorados durante o voo. Por fim, com o intuito de fornecer uma ferramenta acessível para equipes da competição, objetiva-se em uma solução de baixo custo.

Os estudos apresentados por Lan e Roskan (2003), Ojha (1995) e Miranda (2010) indicam que a velocidade em relação ao ar, a orientação e a altitude são informações fundamentais para condições críticas do voo de uma aeronave. A corrente drenada pelo sistema elétrico, por sua vez, impacta nos dimensionamentos dos fios e da bateria, que devem ser apresentados no

relatório entregue aos juízes da competição. Portanto, baseado nos requisitos estipulados pelos juízes através do regulamento¹ e nos parâmetros de voo mencionados pela bibliografia, neste trabalho, será estudada a implementação da coleta dos seguintes dados: a velocidade da aeronave em relação ao ar, a orientação da aeronave, a sua altitude e a corrente fornecida pela bateria para alimentação do rádio receptor dos sinais de comando e dos servos atuadores.

Vale ressaltar que a análise do projeto da aeronave, a partir dos dados obtidos nos voos, não faz parte do escopo deste trabalho. O trabalho visa apenas à coleta dos dados, para que, então, eles sejam analisados por estudantes e projetistas que estejam interessados em validar seus projetos teóricos através do voo de suas aeronaves.

1.2 Etapas

Primeiramente, na Seção 2.1.1, serão abordados conceitos relativos à medição da velocidade de uma aeronave em relação ao ar. Esse estudo apresentará ao leitor alguns cuidados que devem ser tomados na obtenção da medida. Em seguida, na Seção 2.1.2, serão estudadas metodologias conhecidas para determinação da orientação da aeronave, a partir de informações coletadas de um acelerômetro e um giroscópio. Ao final da revisão bibliográfica, na Seção 2.2, serão apresentados alguns trabalhos similares a este, mencionando os problemas encontrados pelos autores e as conclusões obtidas ao final de seus trabalhos.

Na Seção 3, serão definidos os requisitos deste projeto. Além de servirem como base para algumas escolhas realizadas ao longo do desenvolvimento, o cumprimento dessas especificações definirá, ao final deste trabalho, se a plataforma desenvolvida estará apta para ser utilizada na aplicação.

Para o desenvolvimento da plataforma embarcada de aquisição de dados, na Seção 4.1, serão apresentadas as opções consideradas e as escolhas feitas para os componentes eletrônicos, mecânicos e eletromecânicos a serem utilizados nessa aplicação. Em seguida, a placa de aquisição de dados construída e o *firmware* do microprocessador desenvolvido serão vistos na Seção 4.2. Na Seção 4.3, serão apresentadas as duas interfaces com o usuário criadas: uma para o acompanhamento dos resultados por telemetria e outra para a análise dos dados coletados em voo.

Com a realização de voos para que a plataforma fosse testada em uma aeronave, os resultados serão apresentados e discutidos na Seção 5. Por fim, na Seção 6, serão apresentadas as conclusões obtidas em torno do escopo do trabalho e serão propostas melhorias para serem aplicadas em trabalhos futuros.

¹ SAE BRASIL AeroDesign. **Regras e Relatórios**, 2017. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign/regras>>. Acesso em: 1 set. 2017.

2 Revisão Bibliográfica

Neste trabalho, um dos parâmetros escolhido para ser coletado durante o voo da aeronave é a sua velocidade em relação ao ar. Ojha (1995) considera que essa informação é a variável mais importante para a performance de uma aeronave. Lan e Roskan (2003) discutem a importância da determinação da velocidade de *stall* e da velocidade mínima para o avião ser controlável.

A inclinação e a altitude, em conjunto com a velocidade da aeronave, são variáveis fundamentais para características aerodinâmicas importantes abordadas por Miranda (2010). Em seu trabalho, o autor descreve performances de subida, de descida, do pouso e da decolagem de uma aeronave, definindo velocidades e orientações ideais ou limites para esses procedimentos.

2.1 Conceitos Fundamentais

2.1.1 Medição da Velocidade de uma Aeronave em Relação ao Ar

Entre os métodos conhecidos para medição da velocidade de um fluido, em uma aeronave, a medição da velocidade do ar é atualmente realizada através da utilização de um tubo de Pitot. Nele, duas tomadas de pressão são realizadas: uma está alinhada com o fluxo de ar, chamada de pressão de estagnação p_t , e a outra está perpendicular ao fluxo do ar, chamada de pressão estática p_e (Ojha, 1995).

A Figura 1 apresenta uma representação de um tubo de Pitot para indicar a localização das tomadas de pressão. A Figura 2 apresenta um tubo de Pitot instalado na asa de uma aeronave comercial.

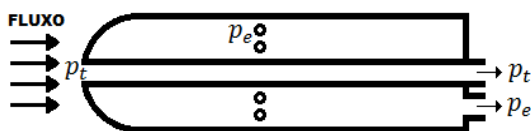


Figura 1: Representação de um tubo de Pitot.

Figura 2: Tubo de Pitot instalado em uma aeronave comercial.

Para escoamentos permanentes, incompressíveis, adiabáticos e sem atrito, a lei de conservação de energia é dada pela equação de Bernoulli. Introduzindo-a na lei de conservação de massa aplicada a dois pontos distintos em uma mesma linha de corrente na tomada de pressão estática do tubo de Pitot, a expressão da velocidade em um escoamento é dada pela Equação (1). (Smith, 2000)

$$V = \sqrt{\frac{2(p_t - p_e)}{\rho}} \quad (1)$$

em que ρ é a densidade do ar e V é a velocidade do ar.

Smith (2010) sugere dois cuidados principais a serem tomados para redução de erros na medição da velocidade. Um deles é a inclinação do tubo de Pitot em relação ao fluxo do ar.

Quanto maior a inclinação entre a direção do escoamento e o eixo longitudinal do tubo, maiores serão os desvios na medição. No estudo apresentado pelo autor, uma inclinação de 10° resulta em um erro de, aproximadamente, 5% na tomada de pressão de estagnação e 2,5% na tomada de pressão estática.

Outro cuidado sugerido por Smith (2000) é a compressibilidade do escoamento. A Equação (2), deduzida pelo autor, apresenta a influência da compressibilidade do ar na determinação da velocidade do escoamento, em que γ é o coeficiente de expansão adiabática. Contudo, o próprio autor considera desprezível a compressibilidade de um fluido em velocidades inferiores a um terço da velocidade do som para o fluido. Para o ar, portanto, considera-se desprezível a compressibilidade para velocidades inferiores a 110m/s.

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma p_e}{(\gamma - 1)\rho} \left\{ \left(\frac{p_t - p_e}{p_e} + 1 \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (2)$$

Kundu (2010) e Ojha (1995) apresentam quatro classificações para a medida de velocidade da aeronave em relação ao ar: a Velocidade Indicada (em inglês, *Indicated Airspeed* ou IAS), a Velocidade Calibrada (em inglês, *Calibrated Airspeed* ou CAS), a Velocidade Equivalente (em inglês, *Equivalent Airspeed* ou EAS) e, por último, a Velocidade Verdadeira (em inglês, *True Airspeed* ou TAS).

2.1.1.1 Velocidade Indicada

Para melhor compreensão a respeito da Velocidade Indicada, considera-se que um instrumento medidor da velocidade do ar foi calibrado antes de sua instalação na aeronave, ao nível do mar. A velocidade V_i apresentada pelo instrumento é chamada de Velocidade Indicada.

2.1.1.2 Velocidade Calibrada

Após a instalação do instrumento na aeronave, seu entorno pode interferir na medida de velocidade; essa diferença é dada por ΔV_{pos} . O constante uso do instrumento pode alterar sua resposta, gerando um erro ΔV_{int} . Ainda, pode haver atraso na resposta do medidor, definido por Ojha (1995) como ΔV_{lag} .

A correção dos erros sistemáticos apresentados, a partir da Velocidade Indicada V_i , resulta na Velocidade Calibrada V_c . Ojha (1995) descreve a correção através da Equação (3).

$$V_c = V_i + \Delta V_{pos} + \Delta V_{int} + \Delta V_{lag} \quad (3)$$

2.1.1.3 Velocidade Equivalente

Como pode ser visto na Equação (2), a determinação da velocidade do ar é também influenciada pela pressão estática p_e e não apenas pelo termo diferencial $(p_t - p_e)$, quando considerada a compressibilidade adiabática do ar. A Velocidade Equivalente V_e , portanto, é a correção da Velocidade Calibrada considerando a compressibilidade adiabática do ar. Desse modo, pode-se dizer que:

$$V_e = V_c + \Delta V_{SA} \quad (4)$$

em que $\Delta V_{SA} = f(V_c, p)$.

2.1.1.4 Velocidade Verdadeira

A Velocidade Verdadeira V é, por fim, a velocidade do centro de gravidade da aeronave em relação à velocidade do ar. Como a calibração do instrumento foi realizada ao nível do mar, a velocidade apresentada pelo instrumento durante o voo pode sofrer influência da diferença da densidade do ar, comparado às condições atmosféricas do momento da calibração, como indica a Equação (1).

Para a determinação da Velocidade Verdadeira, portanto, aplica-se:

$$V = \frac{V_e}{\sqrt{\sigma}} \quad (5)$$

em que $\sigma = \rho/\rho_{SSL}$ e ρ_{SSL} é a densidade do ar ao nível do mar.

2.1.2 Orientação da Aeronave

A necessidade da determinação da própria orientação no espaço para dispositivos em diversas aplicações tem alimentado a pesquisa e desenvolvimento nessa área (Leccadito, 2013). As plataformas *Inertial Measurement Unit* (IMU) são capazes de fornecer as velocidades angulares e as acelerações em torno de seus eixos e, em alguns modelos específicos, inclusive, estimar e fornecer as orientações resultantes a dispositivos externos.

2.1.2.1 Representação

A orientação de um objeto no espaço pode ser representada de diversas maneiras. Entre elas, Leccadito (2013) cita os Ângulos de Euler, os Quaterniões e a Matriz Rotacional.

Os Ângulos de Euler são os mais intuitivos de serem entendidos; eles são compostos por três ângulos: rolamento, arfagem e guinada. Como pode ser visto na Figura 3, rolamento (em inglês, *roll*) é a inclinação em torno do eixo X_I , arfagem (em inglês, *pitch*) é a inclinação em torno do eixo Y_I e guinada (em inglês, *yaw*) é a inclinação em torno do eixo Z_I .

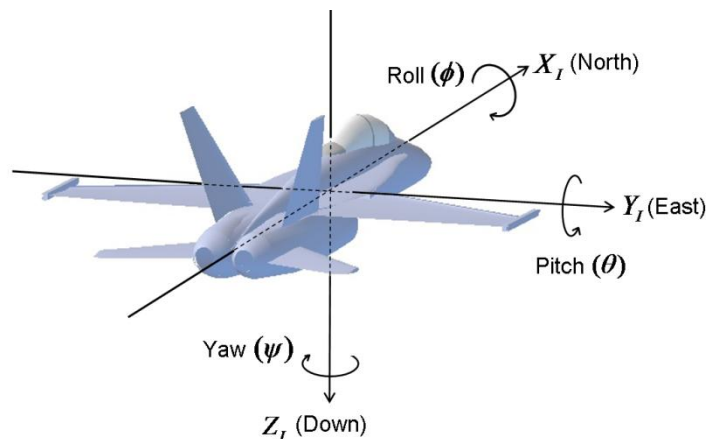


Figura 3: Ângulos de Euler. (Leccadito, 2013)

A determinação da orientação através dos Ângulos de Euler é realizada por uma sequência de movimentações, sendo ela: guinada, arfagem e, por último, rolamento. A representação pode falhar se a arfagem estiver em 90° e, conseqüentemente, os movimentos de rolamento e guinada passam a agir sobre um mesmo eixo; esse fenômeno é conhecido por *Gimbal Lock*. Essa singularidade pode ser resolvida com o uso de outro sistema de orientação, como os Quaterniões. Para este trabalho, não houve o interesse em determinar a guinada da aeronave durante o voo, por não ter sido considerada importante para a avaliação de sua performance. Sendo assim, optou-se por utilizar os Ângulos de Euler, tendo em vista que a falha de *Gimbal Lock* ocorre somente para o ângulo de guinada.

2.1.2.2 Acelerômetro

Para melhor compreensão dos dados que são coletados de um acelerômetro, é importante que o seu conceito de funcionamento seja estudado, mesmo que de maneira representativa. O sensor pode ser visto como uma massa dentro de um compartimento, no qual as paredes são sensíveis à força aplicada pela massa. Com apenas o efeito da gravidade, a Figura 4 representa o estado do acelerômetro quando o eixo Z está alinhado com a força gravitacional. Na figura, as variáveis X, Y e Z são as respostas do sensor para os eixos X_I , Y_I e Z_I , respectivamente.

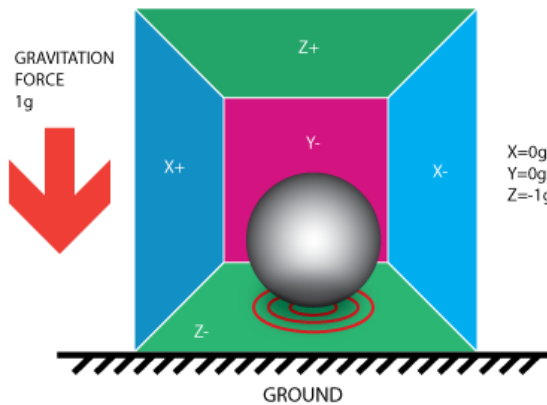


Figura 4: Representação de um acelerômetro, em que o eixo Z está alinhado com a força gravitacional. (Leccadito, 2013)

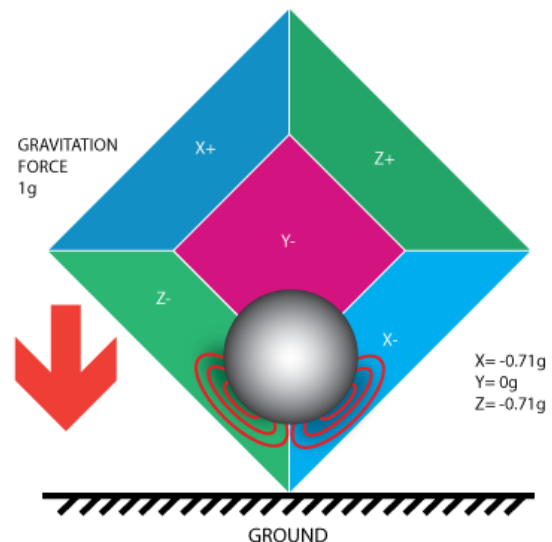


Figura 5: Representação de um acelerômetro, em que o eixo Z não está alinhado com a força gravitacional. (Leccadito, 2013)

A partir do estado da Figura 4, se o sensor for inclinado, como mostra a Figura 5, a força gravitacional é distribuída entre dois ou mais eixos. Com isso, é possível determinar os ângulos de rolamento ϕ e arfagem θ , a partir das equações (6) e (7). Nas equações, os termos a_x , a_y e a_z são as respostas fornecidas pelo sensor para os eixos X_I , Y_I e Z_I respectivamente.

$$\phi_{(acel)} = \tan^{-1} \left(-\frac{a_y}{a_z} \right) \quad (6)$$

$$\theta_{(acel)} = \sin^{-1} \left(-a_x / \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \right) \quad (7)$$

A elevada sensibilidade do acelerômetro faz com que os ângulos ϕ e θ , calculados a partir das equações (6) e (7), sofram perturbações devido a vibrações mecânicas e a forças externas, como a força centrípeta. Por isso, Leccadito (2013) sugere a utilização de uma média móvel e de um filtro passa baixa, que pode ser realizado pela própria IMU, sobre as respostas do acelerômetro.

2.1.2.3 Giroscópio

O giroscópio é capaz de medir a velocidade angular para os três ângulos de Euler. A integração da velocidade em função do tempo nos fornece uma estimativa do ângulo para os três eixos. A implementação dessa estimativa em uma aplicação discreta pode ser realizada da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} \phi_{(gir),(n)} \\ \theta_{(gir),(n)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w_\phi \\ w_\theta \end{bmatrix} T_s + \begin{bmatrix} \phi_{(gir),(n-1)} \\ \theta_{(gir),(n-1)} \end{bmatrix} \quad (8)$$

em que w_ϕ e w_θ são as velocidades angulares, T_s é o tempo de amostragem, $\phi_{(gir),(n-1)}$ e $\theta_{(gir),(n-1)}$ são os ângulos calculados no passo anterior e, $\phi_{(gir),(n)}$ e $\theta_{(gir),(n)}$ são os ângulos atuais a serem determinados.

Devido aos erros associados à fabricação do componente e à integração discreta da velocidade, a determinação dos ângulos $\phi_{(gir),(n)}$ e $\theta_{(gir),(n)}$ está sujeita a um erro acumulativo denominado *drift*.

2.1.2.4 Fusão de dados

Acelerômetros são sensíveis a vibrações e a forças externas, como a força centrípeta; os giroscópios, por sua vez, são propícios a acumular erro durante a integração. Assim, faz-se necessário a fusão dos dados dos sensores, vista como uma combinação das vantagens de cada sensor para compensar os erros individuais. (Leccadito, 2013)

LaValle (2013) apresenta, em seu trabalho, métodos conhecidos para a fusão dos dados de um acelerômetro e de um giroscópio. Entre as alternativas apresentadas pelo autor, estão: o Filtro de Kalman e o Filtro Complementar. Leccadito (2013) descreve o Filtro de Kalman como um algoritmo que usa uma série de medidas observadas durante um tempo, no qual contem ruído e outras incertezas, para atingir um resultado assertivo. O filtro pode ser dividido em duas etapas: primeiro, há a predição do estado atual em função do estado anterior combinado com as velocidades angulares dadas pelo giroscópio. A segunda etapa atualiza o valor atual; nela, o ganho do Filtro de Kalman é calculado usando ângulos estimados através do acelerômetro. O Filtro de Kalman apresenta ganho variável dependendo de quão preciso está a resposta do instrumento. O autor afirma que o Filtro de Kalman apresenta melhores resultados frente às vibrações de um VANT em comparação ao Filtro Complementar.

O Filtro Complementar, por sua vez, é mais simples de ser aplicado, pois o ganho é fixo (diz-se "complementar", pois o complemento é o resultado final desejado). A sensibilidade do acelerômetro a vibrações traz a necessidade de um filtro passa baixa. O giroscópio, por sua vez, é assertivo em curto prazo, pois o *drift* ocorre ao passar do tempo; por isso, um filtro passa alta tende a eliminar o erro acumulativo. Para a determinação dos ganhos das duas parcelas do filtro, a constante de tempo τ deve ser especificada; define-se a constante de tempo τ em função do tempo desejado para que o giroscópio não apresente *drift*. Com a constante de tempo escolhida, o filtro pode ser projetado:

$$\alpha = \frac{\tau}{\tau + T_s} \quad (9)$$

A Equação (10) apresenta como os ângulos de rolamento ϕ e arfagem θ são finalmente determinados após os cálculos realizados para cada sensor, através das equações (6), (7) e (8). Nota-se que o ganho α é aplicado sobre os valores obtidos do acelerômetro; assim, a resposta final tende aos ângulos $\phi_{(accel)}$ e $\theta_{(accel)}$ após o tempo definido na constante de tempo τ .

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_{(gir)} & \phi_{(accel)} \\ \theta_{(gir)} & \theta_{(accel)} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 - \alpha \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (10)$$

Rowberg (2017) desenvolveu uma aplicação capaz de coletar a orientação calculada e fornecida pelo processador interno (*Digital Motion Processing* ou DMP) presente na IMU MPU-6050, da fabricante *InvenSense*. Apesar dos dados de orientação fornecidos pela IMU serem mais estáveis em comparação à resposta obtida através do Filtro Complementar, preferiu-se desenvolver e aplicar o filtro neste trabalho, visto que a fabricante não divulgou, até a conclusão deste trabalho, a metodologia aplicada ao DMP para a fusão dos dados.

2.2 Estado da Arte

Souza (2012) desenvolveu um projeto similar a este, com o propósito de obter a velocidade de uma aeronave e sua orientação espacial, realizando a transmissão desses dados para acompanhamento em solo. O autor dividiu seu trabalho em dois protótipos: o primeiro incluía a aquisição dos dados armazenando-os em um cartão de memória; no segundo, por sua vez, havia a transmissão desses dados através de módulos de comunicação XBee.

No teste realizado com o primeiro protótipo, Souza (2012) apontou as dificuldades enfrentadas devido à vibração mecânica do motor, destacando a necessidade de uma instalação física adequada. Ainda, sugeriu a utilização de filtros digitais nos dados adquiridos do acelerômetro e a utilização do Filtro de Kalman ou do Filtro Complementar para a determinação da inclinação da aeronave.

O trabalho desenvolvido por Gomes (2016) também propôs a coleta de informações importantes de um voo para auxiliar as equipes de AeroDesign a conhecerem as reais características de suas aeronaves. A proposta do trabalho era coletar a velocidade da aeronave, a temperatura e a pressão do ambiente, e a corrente elétrica fornecida pela bateria. Assim como Souza (2012), Gomes (2016) adotou a utilização de módulos XBee para telemetria.

Como não houve a realização do voo para o teste da plataforma desenvolvida por Gomes (2016), não foram apresentados resultados práticos no trabalho. Contudo, destaque-se a interface criada para o acompanhamento do voo. A partir dos dados coletados, há uma gama de informações resultantes em tela, tais como: consumo de corrente e nível da bateria, velocidade média e altitude da aeronave, pressão e temperatura do ambiente, densidade do ar e temperatura do motor.

Nispen (2016), por sua vez, aplicou o desenvolvimento de Rowberg (2017) com o objetivo de controlar um *Gimbal* de seis graus de liberdade. Com um *Gimbal*, é possível fixar um instrumento, como uma câmera, e mantê-la sempre direcionada para a mesma direção, independente da inclinação do sistema onde o *Gimbal* está instalado. Em seu trabalho, o autor corrobora a eficiência da biblioteca criada por Jeff Rowberg, na qual coleta as informações de orientação diretamente do processador interno da IMU.

3 Requisitos do Projeto

Para o desenvolvimento deste trabalho, é importante que seus principais requisitos sejam estabelecidos. Assim, além de servirem como base para tomada de decisões ao longo do projeto, ao final deste trabalho, o sistema poderá ser validado em função das necessidades terem sido atendidas ou não. Para isso, como referência, foi utilizado o projeto da aeronave JF-01, desenvolvido pela equipe Pampa AeroDesign UFRGS, para a competição SAE BRASIL AeroDesign 2017.

A máxima velocidade em relação ao ar da aeronave atingida durante a decolagem é uma das características mais importantes para seu projeto, pois esse valor define a carga paga máxima levada pela aeronave na competição. Analiticamente, foi determinado que, para velocidades inferiores a 10m/s, a aeronave JF-01 não decola com a carga paga mínima necessária para a equipe estar competitiva. Portanto, considera-se que a velocidade mínima de interesse é 10m/s. Por questões estruturais, a velocidade da aeronave está limitada a 20m/s. Portanto, a faixa de medição necessária para a velocidade da aeronave em relação ao ar é de 10 a 20m/s. Ainda, a tolerância desejada pela equipe é de 5%; sendo assim, o erro máximo admissível é de 0,5m/s.

A orientação pode ser utilizada de modo a validar o critério de rolagem do projeto de uma aeronave, definida pelo tempo necessário para a aeronave girar 30° em torno do eixo X_1 (Figura 3). A JF-01 é projetada para cumprir 30° em 0,7s. Com o objetivo de obter, no mínimo, 10 pontos desse movimento, o período de amostragem deve ser, no máximo, 70ms. A tolerância desejada pela equipe é de 5%; desse modo, o erro máximo tolerado é de 1,5°.

Sabe-se que, no local onde são realizados os voos, a altitude máxima atingida pela aeronave é de 300m em relação ao nível do mar. Na medição de altitude, determinou-se que a tolerância da medida é de 0,167%, equivalente a um limite de erro admissível de 0,5m.

Também é propósito deste trabalho a medição da corrente elétrica fornecida pela bateria para o sistema elétrico da aeronave. O objetivo da medição é determinar a corrente máxima drenada pelo sistema. Por razões de projeto, não é necessária alta exatidão do instrumento de medida; por isso, o erro máximo admissível é de 50mA.

4 Desenvolvimento

Com os requisitos do projeto estabelecidos na Seção 3, no desenvolvimento deste trabalho, será realizado um estudo dos componentes necessários para a coleta e a transmissão dos dados da aeronave durante um voo. Em seguida, será desenvolvida uma placa de aquisição de dados e o seu *firmware*. Para o acompanhamento das informações durante o voo e a análise dos dados após o voo, serão elaboradas interfaces gráficas para o usuário. Por fim, serão apresentados alguns cuidados quanto à instalação dos componentes na aeronave.

4.1 Componentes

Entre os componentes necessários para aplicação, serão vistos, basicamente, o processador, os sensores e o dispositivo transmissor/receptor de rádio frequência. Serão apresentados mais de um componente para cada aplicação que atendem os requisitos necessários; a escolha de cada um deles é devido a fatores que variam desde seu custo, sua disponibilidade ou, até mesmo, sua facilidade de utilização.

4.1.1 Processador

Para a construção de um sistema embarcado na aeronave, faz-se necessário a utilização de um processador. Para a aplicação, escolheu-se trabalhar com a plataforma de prototipagem eletrônica Arduino, devido a sua facilidade de programação e instalação. O Arduino Nano possui especificação técnica semelhante ao Arduino Uno; contudo, o Arduino Nano é mais compacto. Com ele, é possível reduzir consideravelmente o tamanho das placas de aquisição construídas; por isso, adotou-se a utilização do Arduino Nano neste trabalho.

O tamanho do passo de quantização δ é a resolução de um conversor AD. Dessa forma, variações no sinal analógico menores que o passo de quantização podem não causar alteração no valor digital convertido. Esse passo pode ser determinado em função da quantidade de bits n para a conversão do sinal analógico-digital e a margem de entrada $V_{\text{máx}}$ do conversor AD, como mostra a Equação (11).

$$\delta = \frac{V_{\text{máx}}}{2^n - 1} \quad (11)$$

O ATmega328, microcontrolador utilizado no Arduino Nano, possui 10 bits para a conversão do sinal analógico-digital e 5V na margem de entrada do conversor AD. Desse modo, o tamanho do passo de quantização δ do conversor AD é de 0,0049mV.

4.1.2 Tubo de Pitot

Decidiu-se utilizar um modelo comercial de tubo de Pitot para aeromodelismo, no qual possui quatro entradas laterais para tomada da pressão estática e uma entrada para tomada da pressão de estagnação. A Figura 6 mostra uma imagem do tubo utilizado neste trabalho.



Figura 6: Tubo de Pitot comercial para aeromodelismo.

4.1.3 Sensor de Pressão Diferencial

Para a medição da pressão diferencial entre a pressão de estagnação e a pressão estática do tubo de Pitot, foram analisados alguns sensores existentes no mercado. Como especificado na Seção 3, a velocidade máxima necessária para a medição é de 20m/s. Assim, utilizando a Equação (1), determina-se que, em termos da grandeza de pressão, a faixa de interesse está entre 0 e 245Pa.

O sensor MPX7002DP, da fabricante Freescale, é um elemento passivo que realiza duas tomadas de pressão e converte a pressão diferencial de -2kPa a 2kPa para a tensão elétrica de 0,5V a 4,5V. Sabendo que sua sensibilidade é 1V/kPa, verifica-se que, em termos da grandeza de tensão, a faixa de interesse está entre 2,5V e 2,8V, aproximadamente.



Figura 7: Sensor de pressão diferencial MPX7002DP, da fabricante Freescale.

Com o tamanho do passo de quantização δ , é possível determinar o valor da conversão AD correspondente à medida de velocidade do ar. Essa análise é apresentada na Figura 8. Nela, é verificado que à medida que a velocidade do ar aumenta, menor é a variação de velocidade necessária para alterar o valor digital convertido. Segundo Balbinot e Brusamarello (2011), essa diferença é denominada limiar de mobilidade. Como é descrito pelos autores, esse valor corresponde à maior variação no estímulo que não produz variação detectável na resposta.

O limiar de mobilidade é apresentado na Figura 9, em função do valor digital da conversão AD. Percebe-se que, para velocidades abaixo de 8m/s, o limiar de mobilidade é maior que 0,5m/s e pode chegar a 4m/s. A partir disso, determinou-se que o limite mínimo de trabalho do sensor é de 8m/s, no qual teria um erro máximo de 0,25m/s devido à conversão AD. Com isso, os requisitos do projeto estabelecidos na Seção 3 estão sendo cumpridos, pois a velocidade mínima de medição exigida é 10m/s e o erro máximo tolerado é 0,5m/s.

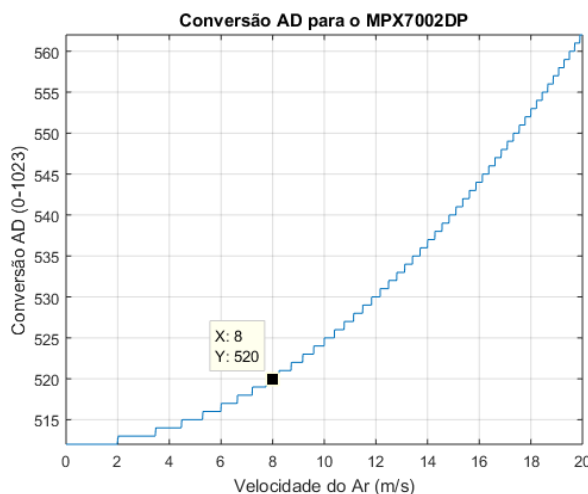


Figura 8: Conversão AD de 10 bits para o MPX7002DP.

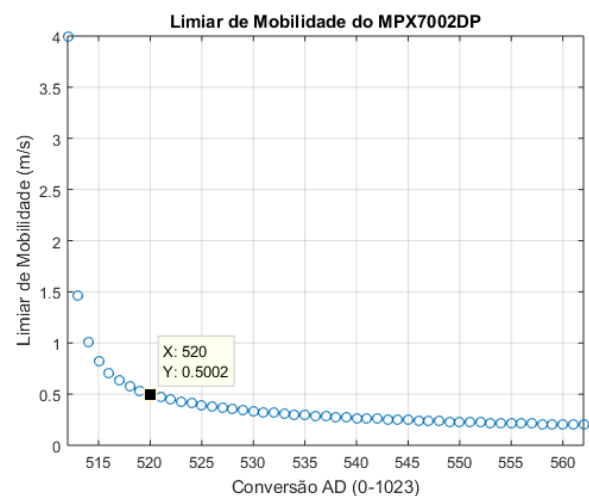


Figura 9: Limiar de mobilidade do MPX7002DP para conversão AD de 10 bits.

O componente MPX7002DP é um dos sensores de pressão diferencial mais baratos e fáceis de serem encontrados no mercado. Porém, o fabricante indica que, sem o ajuste de *offset*, o erro de medição pode chegar a 6,5% da amplitude da faixa nominal, equivalente a 250Pa; se o *offset* for ajustado e a temperatura não variar mais que 5°C, esse erro máximo reduz para 2,5%, equivalente a 100Pa. Considerando um erro absoluto de medição de 2,5% da amplitude da faixa nominal, a Figura 10 apresenta o valor do erro, na grandeza de velocidade, em função da velocidade verdadeira do ar. Como pode ser visto, para a velocidade verdadeira de 8m/s, o sistema pode apresentar erro de medição em até 7m/s devido às características construtivas do sensor.

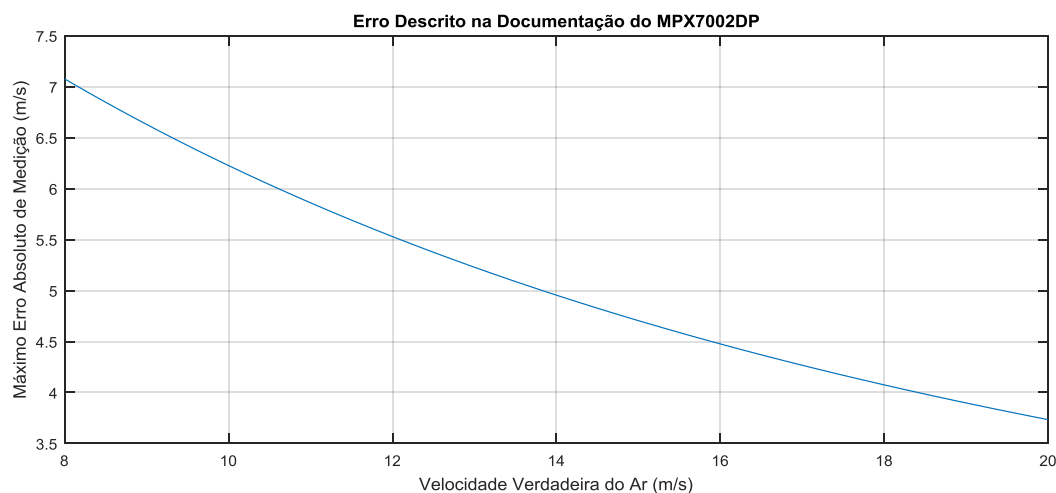


Figura 10: Erro descrito na documentação do MPX7002DP.

O sensor de pressão diferencial 4515DO-DS3BK002DPL, da fabricante TE connectivity, é utilizado pelas placas controladoras mais modernas, em substituição ao MPX7002DP. Sua faixa de trabalho é de 0 a 500Pa, apresentando maior sensibilidade à medição. Ainda, o sensor condiciona o sinal e transmite os dados digitalmente por meio do protocolo de comunicação I2C, tornando-o mais repetitivo e confiável (BALBINOT e BRUSAMARELLO, 2011). Outros sensores, como o SDP610, da fabricante Sensirion, e o LMIS250BB3S da fabricante First-Sensor, também são indicados, pois apresentam baixo erro de medição e a faixa de medição de ambos é de 0 a 500Pa. Todos esses sensores são mais caros e mais difíceis de serem adquiridos em comparação ao MPX7002DP; por isso, decidiu-se testar o sensor MPX7002DP, analisando sua resposta frente à repetitividade e à veracidade das medições em uma bancada de testes.

A partir de então, foram realizados ensaios² para medição da velocidade do ar utilizando o sensor de pressão diferencial MPX7002DP e um instrumento para medição da velocidade de referência. O instrumento de referência é um outro tubo de Pitot, em que as tomadas de pressão de estagnação e de pressão estática estão ligadas a um manômetro de pressão diferencial por deslocamento de um fluido. Os dois tubos de Pitot estão acoplados à saída de uma tubulação (Figura 11), em que a velocidade do ar em seu interior pode ser controlada. O dispositivo mostrador apresenta as indicações de velocidade do ar, como pode ser visto na Figura 12.

² Ensaios realizados no Laboratório de Aplicações em Energia e Fenômenos de Transporte (LAEFT) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS).



Figura 11: Tubo de Pitot (à esquerda da figura) conectado ao sensor MPX7002DP. Tubo de Pitot (à direita da figura) conectado ao manômetro.

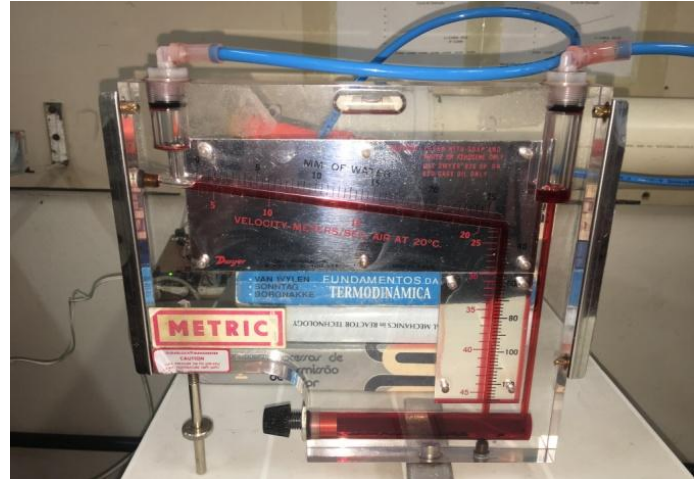


Figura 12: Manômetro de pressão diferencial por deslocamento de um fluido com marcação da velocidade do ar.

No ensaio realizado, foram coletados 30 pontos distintos de 8m/s a 16,5m/s; com isso, construiu-se a curva de calibração dada pela Figura 13. Nota-se que não foi realizada medições para velocidades inferiores a 8m/s (devido ao erro associado ao limiar de mobilidade) e nem superiores a 16,5m/s (devido ao tempo disponível para utilização do equipamento). Cada ponto no gráfico corresponde à média de 100 amostras coletadas em intervalos de 50ms. Uma curva de segunda ordem foi utilizada para representar os pontos coletados, como pode ser visto na figura abaixo.

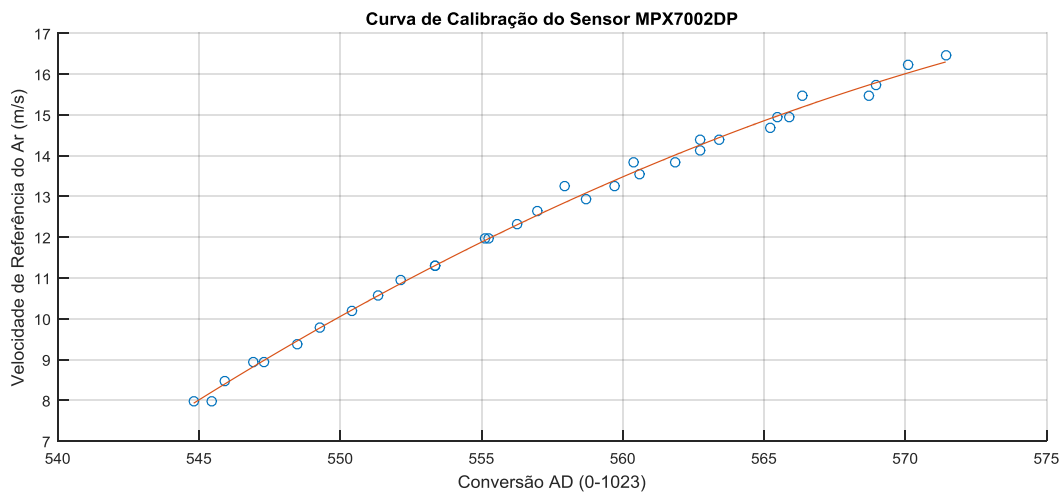


Figura 13: Curva de calibração do sensor de pressão diferencial MPX7002DP.

Com o objetivo de testar a repetitividade, ou seja, a aptidão do instrumento em fornecer indicações próximas entre si, cinco novos ensaios foram realizados. Sabe-se que as condições de medição eram intermediárias, podendo ter ocorrido erro na leitura visual da medida da velocidade de referência, assim como mudanças de temperatura e pressão de uma amostra para a outra. Ainda assim, determinou-se a média e o desvio padrão para 10 conjuntos de amostras coletadas no intervalo de 8 a 15,5m/s. A partir de então, foi determinado o intervalo de confiança da média considerando nível de confiança de 95% utilizando a distribuição t de Student, devido ao baixo número de amostras coletadas. A Figura 14 apresenta a análise

realizada, onde os pontos representam as médias dos conjuntos e as linhas representam os intervalos de confiança para a média.

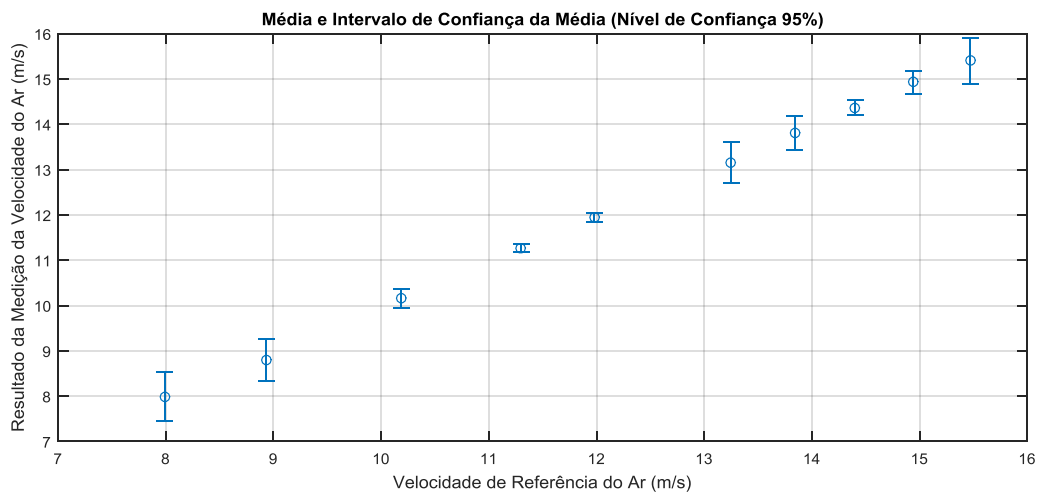


Figura 14: Média e intervalo de confiança da média para o nível de confiança de 95%.

Como pode ser visto na Figura 14, os resultados obtidos no teste foram satisfatórios. Nota-se que o instrumento apresenta repetitividade de medição aceitável, já que, para o nível de confiança adotado, as medidas respeitam o erro máximo tolerável de 0,5m/s. Ainda, o sistema apresentou boa veracidade de medição, visto que as médias estão próximas às velocidades de referência. Devido ao fato de que foi validada a utilização do sensor somente no intervalo apresentado na figura, para este trabalho, determinou-se que a faixa de trabalho do instrumento é de 8 a 15,5m/s.

4.1.4 Acelerômetro, Giroscópio, Barômetro e Termômetro

As medições de um acelerômetro e um giroscópio são essenciais para determinação da orientação da aeronave. A tomada de pressão atmosférica, por sua vez, nos fornece a altitude da aeronave. Através da temperatura e da pressão atmosférica, é possível determinar a densidade do ar durante o voo.

Procurou-se, então, no mercado, módulos que possuíssem os sensores das grandezas mencionadas. Foram encontrados três principais módulos: o GY-80, o GY-87 e o GY-91. Todos eles possuem acelerômetro, giroscópio, barômetro e termômetro, porém com modelos e especificações diferentes. A Tabela 1 apresenta os sensores que estão contidos em cada módulo.

Tabela 1: Sensores pertencentes a cada módulo.

	GY-80	GY-87	GY-91
Acelerômetro	ADXL345	MPU-6050	MPU-6500
Giroscópio	L3G4200D	MPU-6050	MPU-6500
Magnetrômetro	HMC5883L	HMC5883L	AK8963
Barômetro e Termômetro	BMP085	BMP180	BMP280

Todos os sensores citados na tabela possuem saída digital, utilizando o padrão de comunicação I2C. As principais características desse protocolo serão apresentadas na Seção 4.2.1.

Uma das vantagens do GY-87 e do GY-91 é que o acelerômetro e o giroscópio, da fabricante Invenverse, contém um processador interno (DMP) que estima a orientação do componente, dispensando esse cálculo do sistema de aquisição dos dados. O giroscópio do GY-91, em comparação ao do GY-87, apresenta maiores taxas de amostragem, porém isso não é vantagem para a aplicação deste trabalho.

Considerando a especificação de máxima altitude definida na Seção 3, os sensores de pressão de todos os módulos apresentados são adequados, pois trabalham em uma faixa de medição entre 300 e 1100hPa que, em termos de altitude em relação ao nível do mar, está entre 9000m e -500m. De acordo com as especificações do fabricante, o máximo erro de medição que o BMP085 pode apresentar é de 0.5hPa, equivalente a 4 metros. Para o BMP180 e o BMP280, o erro de medição pode chegar a 0.12hPa, equivalente a 1,5 metros. Para todos os sensores apresentados, portanto, o erro indicado pelo fabricante ultrapassa o limite de erro admitido de 0,5m; porém, espera-se melhorar o resultado através da média das medidas obtidas em um curto intervalo de tempo.

Devido a uma melhor especificação do sensor de pressão, ao preço, à disponibilidade no mercado e ao fato de que o MPU6050 (assim como o MPU6500) possui processador interno, mesmo que não utilizado neste trabalho, optou-se pelo módulo GY-87.



Figura 15: Módulo GY-87.

Para conferência dos valores determinados a partir da Equação (10), foi construída uma bancada para a realização de testes, apresentada na Figura 16 e na Figura 17. Nessa bancada, há indicações de ângulos conhecidos que variam em 30°; dessa maneira, foi possível validar os valores informados pelo sistema variando sua inclinação. A partir dos testes em voo, pretende-se avaliar o comportamento do filtro projetado em função da vibração da aeronave, apresentado como um problema por Souza (2012).

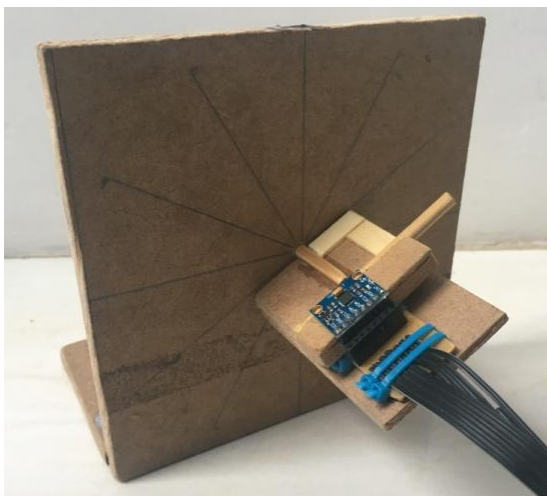


Figura 16: Bancada de testes do cálculo do ângulo de rolamento com o Filtro Complementar.

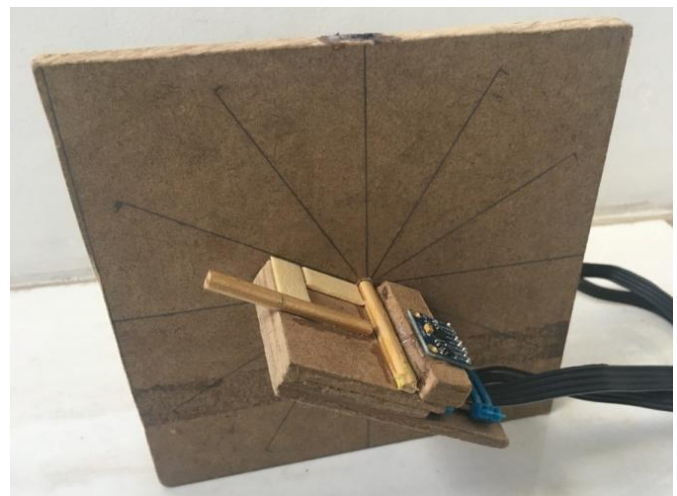


Figura 17: Bancada de testes do cálculo do ângulo de arfagem com o Filtro Complementar.

4.1.5 Sensor de Corrente Elétrica

Com o objetivo de realizar a medição da corrente elétrica fornecida pela bateria, dois sensores distintos foram analisados. Um realiza a medição a partir do efeito Hall, sendo não invasivo, e o outro, a partir da tensão elétrica medida em um resistor do tipo *shunt*.

O ACS712-ELCTR-05B-T é um sensor de corrente elétrica por efeito Hall com faixa nominal entre -5A e 5A e sensibilidade de 185mV/A. Considerando o tamanho do passo de quantização de 0,0049mV, o limiar de mobilidade é de 27,22mA. Segundo as especificações do fabricante, o componente pode apresentar erro absoluto de 1,5% do fundo de escala, equivalente a 75mA.

A segunda opção é a utilização de um instrumento de medição de corrente elétrica que utiliza um resistor do tipo *shunt* como sensor. O módulo, apresentado na Figura 18, contém um resistor de $0,1\Omega$ e o CI INA219, no qual condiciona a tensão elétrica medida, realiza a conversão AD, converte o valor para a grandeza de corrente elétrica e transmite o dado através do protocolo I2C. A faixa nominal do componente é de -3,2A a 3,2A e o tamanho do passo de quantização do INA219 é de $10\mu\text{V}$, sendo o limiar de mobilidade de 0,1mA. Ainda, segundo o fabricante, o erro máximo absoluto é de 0,5% do fundo de escala, equivalente a 16mA.

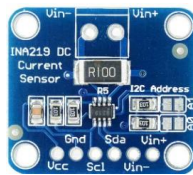


Figura 18: Sensor de corrente e tensão por resistência *shunt* e CI INA219.

Sabe-se que o tempo de comunicação para a leitura de uma variável no barramento I2C (utilizado no INA219) é maior que o tempo de conversão AD de um sinal analógico (fornecido pelo ACS712). Também, o custo para aquisição do INA219 é maior que o do ACS712. Ainda, apesar do erro apresentado pelo fabricante do sensor ACS712 ser maior que o erro máximo tolerado para a medida, essa diferença pode ser reduzida com a realização da média de um conjunto de medidas realizadas em um curto intervalo de tempo. Contudo, devido ao fato de que o INA219 é um instrumento que já está calibrado, preferiu-se utilizá-lo.

4.1.6 Módulo de Gravação de Dados em Cartão de Memória SD

Na placa de aquisição de dados a ser desenvolvida, deseja-se que os dados sejam gravados em um cartão de memória SD para que possam ser analisados após o voo. Dessa maneira, mesmo que haja telemetria, mas se houver uma falha na transmissão dos dados, garante-se que os dados estão sendo armazenados localmente. Assim, será utilizado o módulo de gravação de dados em cartão SD apresentado na Figura 19. O módulo utiliza o protocolo de comunicação SPI, que será visto e comparado com os demais padrões na Seção 4.2.1.

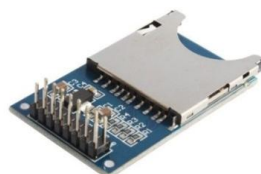


Figura 19: Módulo de gravação de dados em cartão de memória SD.

4.1.7 Módulo de Rádio Frequência

Com o objetivo de realizar a transmissão de dados entre a aeronave e uma interface gráfica remotamente, foi considerada a utilização de módulos de rádio das fabricantes XBee e 3DR. Para os dois modelos, a comunicação entre o microprocessador e o dispositivo é realizada através do protocolo de comunicação serial UART.

Os rádios XBee são módulos de rádio frequência que utilizam o protocolo ZigBee para a comunicação entre si. Os rádios operam na frequência ISM (*Industrial, Scientific and Medical*), sendo essa frequência 2,4GHz no Brasil, e, devido ao protocolo utilizado, oferecem alta imunidade contra interferências e permitem hospedar milhares de dispositivos.

A fabricante 3DR oferece, por sua vez, módulos de rádio frequência com menor custo, comparado aos módulos da XBee. Em seus dispositivos, a fabricante utiliza o *firmware* de código aberto SiK compartilhado por ArduPilot (2017). Com a utilização desse *firmware*, a comunicação possui um corretor de mensagens enviadas (que corrige até 25% dos bits com defeito) e utiliza o espectro de difusão em frequência variável (*Frequency-Hopping Spread Spectrum* ou FHSS). O FHSS é um método que permite a mudança do sinal da portadora em vários canais de frequência; dessa forma, possui alta resistência a interferências também.

Neste trabalho, há apenas dois módulos: um transmissor e outro receptor; não há a necessidade de uma rede de dispositivos. Ainda, o custo para aquisição de um módulo XBee é consideravelmente superior ao do par emissor e receptor da fabricante 3DR. Assim, optou-se por utilizar os módulos de rádio frequência da fabricante 3DR.

Segundo a atribuição de faixas de frequências no Brasil, definida pelo órgão regulamentador ANATEL, as frequências destinadas para uso amador são: 433MHz e 915MHz. Escolheu-se, devido a disponibilidade do produto no mercado, utilizar os módulos cuja frequência de transmissão é de 915MHz.



Figura 20: Transmissor e receptor de rádio frequência de 915MHz.

De acordo com as especificações do fabricante, a tensão de alimentação dos módulos deve estar entre 3,7 e 6V, sendo que eles podem consumir até 500mA da fonte de alimentação. O Arduino Nano contém o regulador de tensão AMS1117 que, segundo sua especificação, pode fornecer até 800mA. Visto que o regulador de tensão do Arduino deve alimentar o circuito interno e os demais componentes da placa, foi projetado um circuito regulador de tensão dedicado ao módulo RF da 3DR. Para isso, foi utilizado o regulador de tensão LM7805 que, a partir de uma tensão de entrada de 7 a 20V, garante de 4,75 a 5,25V em sua saída e pode fornecer até 1A.

4.2 Placa de Aquisição de Dados

A placa de aquisição de dados (PAD) foi construída visando sua simplicidade, flexibilidade e robustez. Ao invés da utilização de *stripboard*, que pode dificultar sua utilização e construção, foi elaborado um *layout* do circuito elétrico para impressão em placa PCB. A flexibilidade foi dada através de um sistema modular, em que os componentes poderiam ser trocados com facilidade. Para tornar a placa robusta, foi utilizada uma fita dupla-face de modo a fixar os componentes modulares na placa. A Tabela 2 apresenta uma lista com os componentes utilizados na PAD. No Anexo A, o diagrama elétrico da placa pode ser consultado.

Tabela 2: Lista dos componentes utilizados na PAD.

Legenda	Componente
A	Sensor de Corrente Elétrica (INA219)
B	Conector para o Sensor de Pressão Diferencial (MPX7002DP)
C	Botão de Início e Pausa
D	Arduino Nano
E	LED de Sinalização
F	Módulo de Gravação de Dados em Cartão de Memória SD
G	Conector para Módulo de Rádio Frequência
H	Módulo GY-87 (BMP180 e MPU6050)
I	Conector para a Medição de Corrente Elétrica
J	Conector para a Fonte de Alimentação
K	Regulador de Tensão para o Módulo de Rádio Frequência

A Figura 21 apresenta uma imagem da PAD após a sua construção e a montagem dos componentes. Na figura, os componentes estão indicados através das legendas da Tabela 2.

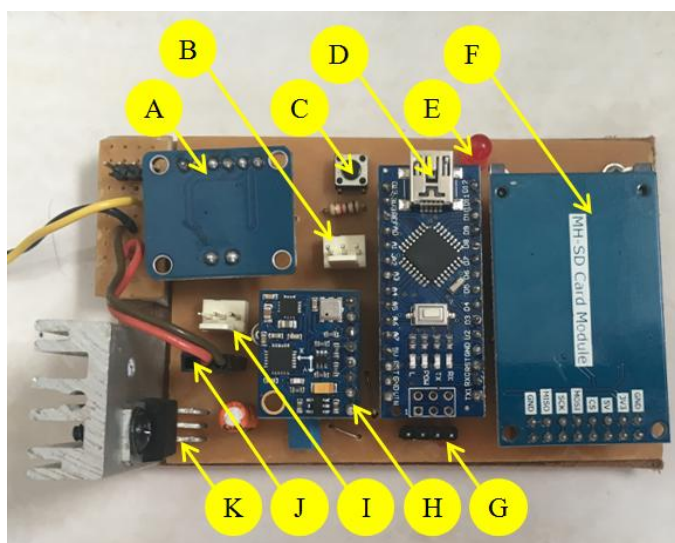


Figura 21: Placa de aquisição de dados (PAD).

4.2.1 Protocolos de Comunicação

Os dispositivos eletrônicos escolhidos nesse trabalho utilizam diferentes padrões de comunicação, sendo eles, as comunicações seriadas UART, SPI e I2C.

A comunicação UART é serial e assíncrona, ou seja, não há um sinal de *clock* para sincronizar os dispositivos durante a transmissão. Desse modo, os dois dispositivos devem estar igualmente configurados para realizarem o envio e a leitura dos dados na mesma frequência de operação. Sem o controle de fluxo, como é o caso deste trabalho, a comunicação é realizada por dois canais, unidirecionais, um para transmissão e outro para recebimento dos dados, chamados de TX e RX.

Assim como a comunicação UART, o protocolo SPI também é uma comunicação seriada, porém, essa é síncrona. Portanto, há a existência de uma via para o *clock*, responsável por sintonizar os dispositivos, chamada de SCLK. A comunicação SPI utiliza o conceito Mestre-Escravo, onde o Mestre pode selecionar o Escravo através da via SS. Por isso, para cada dispositivo Escravo, o Mestre deve haver uma porta para a chave SS daquele dispositivo. Por fim, há os canais MOSI e MISO, que são vias unidirecionais para transmissão dos bits de dados na direção Mestre-Escravo e Escravo-Mestre, respectivamente.

A comunicação SPI é utilizada para a gravação dos dados no cartão de memória através do módulo apresentado na Seção 4.1.6. De modo a facilitar a programação do *firmware*, foi utilizado a biblioteca *SdFat* desenvolvida e compartilhada por Greiman (2017).

O protocolo de comunicação I2C, por sua vez, é seriado, síncrono e utiliza o conceito Mestre-Escravo, assim como o protocolo SPI. Para a comunicação, são utilizados os barramentos SCL e SDA, que são conectados a todos os dispositivos existentes na rede. Através do canal SCL, o Mestre sincroniza o *clock* com os dispositivos conectados a ele. O sinal SDA é responsável por transmitir os dados tanto do Mestre para o Escravo, quanto do Escravo para o Mestre. Para isso, todos os dispositivos possuem um endereço para que possam ser identificados na rede.

O padrão I2C é utilizado para a comunicação do microprocessador com o sensor de pressão BMP180, a IMU MPU6050 e o sensor de corrente INA219. Para cada um deles, utiliza-se uma biblioteca diferente, sendo elas, respectivamente: a *BMP180* de SmingHub (2017), a *Adafruit_INA219* de Adafruit (2017) e a *Wire* (biblioteca nativa do Arduino).

4.2.2 Firmware

O *firmware* possui uma sequência de rotinas implementada no microcontrolador de modo a executar todas as operações demandadas pela aplicação. Cada rotina demanda tempos de execução distintos. Com o objetivo de se ter uma taxa fixa de amostragem dos dados, é importante que se tenha conhecimento do tempo demandado por cada rotina. A Tabela 3 apresenta o tempo de execução das principais rotinas a serem executadas pelo microcontrolador.

Devido a um primeiro teste realizado, em que houve a queda da aeronave e a perda de todos os dados do voo, foi decidido que os dados seriam partilhados em diferentes arquivos. Como pode ser visto na Tabela 3, para criar um arquivo no sistema, demanda-se, aproximadamente, 500ms. O tempo de execução dessa rotina ultrapassa o período de amostragem máximo especificado para este trabalho. Por isso, foi implementada a criação de

um conjunto de 100 arquivos sempre que o sistema é iniciado. Assim, passa-se apenas a fechar o arquivo atual e a abrir um arquivo já criado: esse processo demanda menos de 23ms.

Tabela 3: Tempo de execução das rotinas.

Rotina	Tempo de Execução (us)
Leitura do Acelerômetro e Giroscópio (MPU6050)	1872
Cálculo dos ângulos de rolamento e arfagem	716
Leitura do Sensor de Pressão Diferencial (MPX7002DP)	116
Leitura do Sensor de Pressão (BMP180)	15428
Leitura do Sensor de Corrente Elétrica (INA219)	2032
Gravação dos Dados no Cartão de Memória SD	3032
Transmissão dos Dados por Rádio Frequência	1744
Criação de um Arquivo no Cartão de Memória SD	512100
Encerramento de um Arquivo no Cartão de Memória SD	22792
Abertura de um Arquivo no Cartão de Memória SD	

Com testes realizados em bancada (Seção 4.1.4), validaram-se os cálculos dos ângulos de arfagem e rolamento utilizando um período de amostragem de 33ms. A escolha do período de amostragem foi dada de modo a garantir que todas as operações de uma iteração fossem executadas dentro desse período. Com o objetivo de manter esse período constante, para cada iteração do sistema, há um *delay*, forçando o sistema a aguardar o tempo restante necessário para que o tempo de amostragem seja, de fato, de 33ms. Neste trabalho, houve a preferência em desenvolver uma aplicação sequencial, sem o uso de interrupções, de modo a facilitar o desenvolvimento e o teste da placa de aquisição de dados.

O programa é dividido em duas etapas: a primeira é denominada *Setup*, executada toda vez que o microcontrolador é ativado; a outra é o *Loop*, que se repete até que o sistema seja desligado. O fluxograma inserido no Anexo B apresenta a sequência de operações executadas dentro de cada etapa.

Na fase de *Setup*, é realizada a inicialização das variáveis e a configuração inicial dos componentes. Pode ser visto no fluxograma que, após as configurações, são verificadas as presenças do cartão de memória para gravação e de um dispositivo conectado ao canal de comunicação serial. Vale ressaltar que tanto um módulo RF, quanto um computador, pode estar conectado ao canal de comunicação serial.

Assim que o sistema é configurado, através da fase de *Setup*, inicia-se a fase de *Loop*. Para dar início à coleta e à transmissão dos dados, o usuário deve apertar um botão. A partir de então, o sistema apaga todos os arquivos do cartão de memória e repõe 100 novos arquivos. Esse processo leva, aproximadamente, um minuto para ser executado. Nas iterações seguintes, o sistema passa, então, a coletar as informações dos sensores, transmitir os dados através do módulo RF e gravar os dados no cartão de memória. Contudo, todas essas operações não são realizadas dentro de uma única iteração; se isso ocorresse, não seria possível concluir todas as rotinas dentro do período de amostragem de 33ms. O sistema, então, coleta todos os dados em uma única iteração; somente na iteração seguinte que esses dados são gravados no cartão de memória e enviados através do módulo RF.

Nota-se que os dados são gravados no cartão de memória a cada duas iterações. Sabendo que cada iteração leva, aproximadamente, 33ms para ser executada, tem-se que o período de amostragem dos dados no cartão é de 66ms. O período de amostragem no cartão de memória satisfaz, portanto, o limite máximo de 70ms estabelecido nos requisitos do projeto.

Com o objetivo de reduzir, ao máximo, o tempo de envio dos dados por telemetria a cada iteração e não realizar o envio de todas as variáveis em uma única mensagem, optou-se pelo envio de uma variável a cada iteração. Assim, como são enviados seis valores distintos, é levado, aproximadamente, 400ms para que uma variável específica seja atualizada. A Figura 22 apresenta a estrutura da mensagem enviada por telemetria. As posições 1, 3, 5 e 7 são delimitadoras, separando as informações principais. A posição 2 indica qual é a informação que a mensagem contém, a posição 4 informa o tempo atual e a posição 6, o valor da variável.

1	2	3	4	5	6	7
	Legenda	;	Tempo	;	Valor	\n

Figura 22: Estrutura da mensagem enviada por telemetria.

4.3 Interface com o Usuário

Foram desenvolvidas duas interfaces gráficas para serem utilizadas pelo usuário. Uma delas é a interface responsável por apresentar os dados da aeronave transmitidos durante o voo por telemetria. A outra é utilizada para realizar a análise dos dados após o voo com os arquivos contidos no cartão de memória.

4.3.1 Telemetria

A Figura 23 apresenta a aplicação desenvolvida em MATLAB para que os dados possam ser acompanhados durante o voo da aeronave.

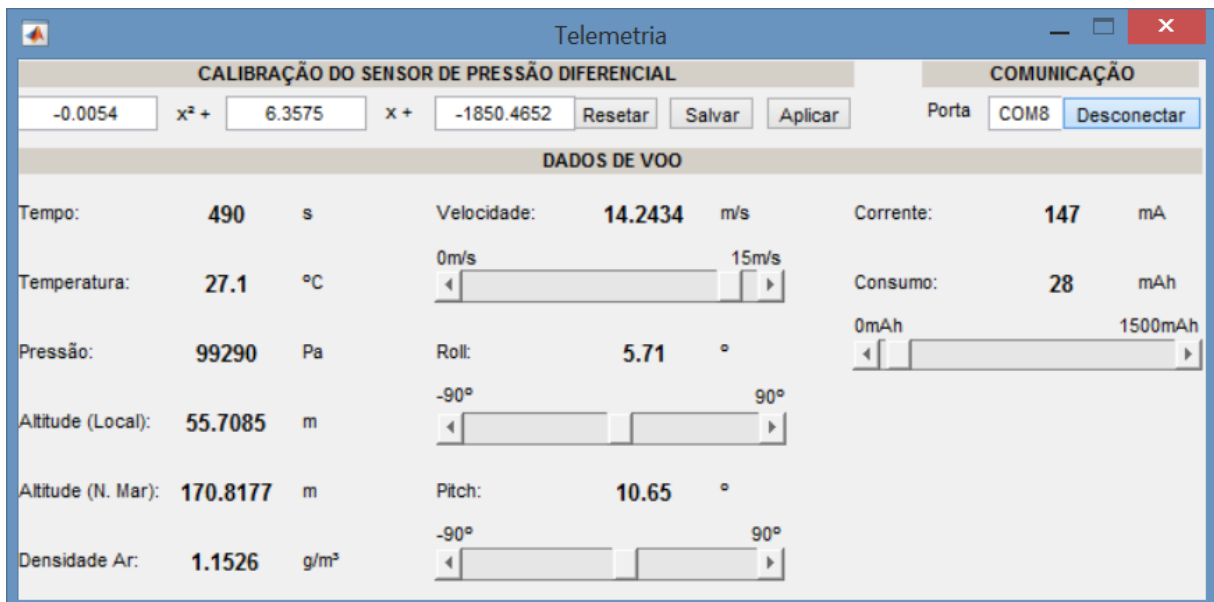


Figura 23: Interface com o usuário para a telemetria.

Na parte superior da tela, em "Calibração do Sensor de Pressão Diferencial", os valores de calibração podem ser alterados. Desse modo, caso forem realizados novos ensaios ou utilizado algum outro sensor de pressão diferencial, as configurações da calibração podem ser facilmente alteradas. Assim que a placa de aquisição de dados está energizada, os dispositivos

podem ser sincronizados através do botão "Conectar" em "Comunicação". Em "Dados de Voo", o sistema apresenta as seguintes informações: o instante de tempo atual, a temperatura, a pressão atmosférica, a altitude em relação ao solo, a altitude em relação ao nível do mar, a densidade do ar, a velocidade da aeronave em relação ao ar, o ângulo de rolamento (*roll*), o ângulo de arfagem (*pitch*), a corrente elétrica e o consumo da bateria, que é a integração da corrente elétrica consumida pelo tempo decorrido.

A informação do tempo atual é apresentada na interface durante o voo em "Tempo". Esse valor pode ser comparado com o tempo de filmagem de um voo e, com isso, pode-se facilmente sincronizar os dados do voo com o vídeo.

4.3.2 Análise dos Dados

Após a realização de um voo para a coleta de dados, tem-se um conjunto de arquivos de texto, onde cada linha corresponde às condições na aeronave para um determinado instante de tempo. Assim, vê-se necessário uma plataforma que facilite a interpretação, a manipulação e a apresentação gráfica dos dados armazenados. A Figura 24 apresenta a interface desenvolvida em MATLAB com esse propósito.

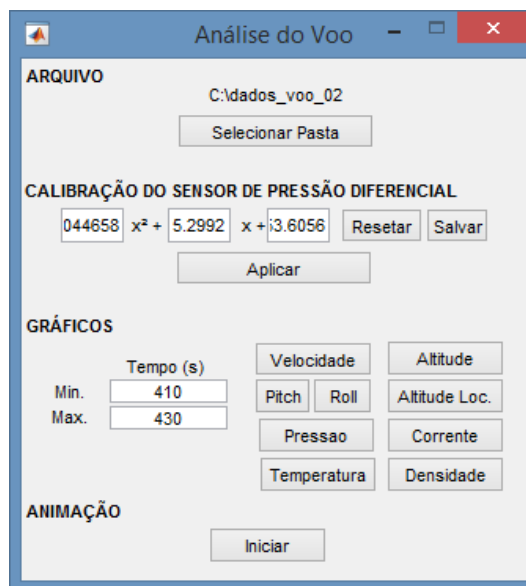


Figura 24: Interface com o usuário para a análise dos dados.

Após a indicação da pasta que contém os dados coletados em voo através do botão "Selecionar Pasta", diferentes gráficos podem ser gerados. Assim como na interface desenvolvida para telemetria (Seção 4.3.1), deve-se também informar os valores da curva de calibração em "Calibração do Sensor de Pressão Diferencial". Em "Gráficos", cada botão apresentará o gráfico correspondente para o intervalo de tempo entre "Mín." e "Máx.". Por fim, em "Animação", através do botão "Iniciar", é apresentada uma animação mostrando a orientação da aeronave de acordo com os ângulos de rolamento e arfagem calculados durante o voo. Para a execução da animação, foi utilizada a biblioteca de representação de uma aeronave desenvolvida por Greene (2016).

4.4 Instalação dos Componentes na Aeronave

Na Seção 2.1.1.2, foi visto que a Velocidade Indicada pode ser distinta da Velocidade Calibrada, devido ao posicionamento do tubo de Pitot na aeronave (e outros fatores discutidos na seção). Para a instalação do tubo na aeronave, é importante a realização do estudo do

comportamento do ar em um perfil de asa. Pode-se, assim, determinar o melhor ponto para a instalação do instrumento.

Deve-se estar atento a dois principais fatores: a camada limite e a distribuição de pressão em torno da asa. A Figura 25 apresenta a camada limite para um perfil de asa genérico. A camada limite pode ser vista como uma região em que o perfil de velocidade do fluido sofre influência devido à superfície delimitadora (neste caso, a superfície da asa). A Figura 26, por sua vez, apresenta a distribuição de pressão em torno de uma asa. A pressão em torno da asa é alterada devido à compressibilidade do fluido em deslocamento. A diferença entre a pressão atmosférica e a pressão alterada faz com que ocorra aceleração ou desaceleração do ar em torno da asa.

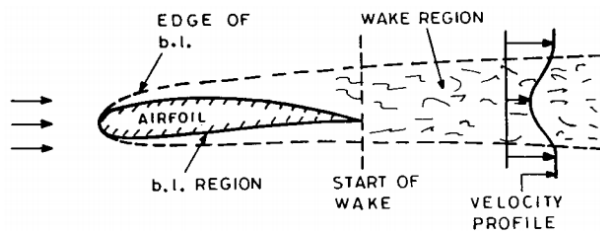


Figura 25: Representação da camada limite. (Ojha, 1995)

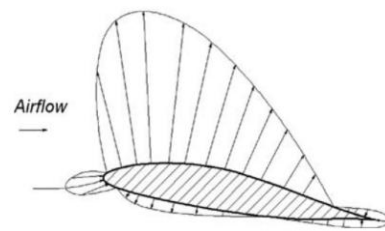


Figura 26: Representação da distribuição de pressão. (Kundu, 2010)

Portanto, para sofrer a mínima influência devido à camada limite e à distribuição de pressão em torno da asa, o tubo de Pitot estaria mais bem posicionado abaixo da asa e à sua frente. Como o avião utilizado é um avião de asa baixa, muito próxima ao solo, preferiu-se posicioná-lo à frente da asa, o mais longe possível do bordo de ataque.

A aeronave utilizada para a realização dos testes do sistema de aquisição de dados é a JF-01, projetada pela Equipe Pampa AeroDesign UFRGS. A aeronave possui asa baixa, a 7cm do solo, 2,35m de envergadura de asa e 1,6m de comprimento. A Figura 27 apresenta uma imagem da aeronave logo antes da realização do voo. Todos os componentes necessários para aquisição dos dados foram instalados em seu interior para não influenciar na aerodinâmica da aeronave. Através da Figura 28, pode ser visto que o tubo de Pitot foi instalado no bordo de ataque da asa, de modo que as tomadas da pressão de estagnação e da pressão estática ficassem à sua frente.



Figura 27: Aeronave JF-01 com o sistema de aquisição de dados instalado.



Figura 28: Asa da aeronave JF-01 com o tubo de Pitot instalado.

5 Apresentação e Discussão dos Resultados

Após a instalação dos componentes na aeronave, foi realizado um voo para o teste da plataforma desenvolvida. Durante o voo, foi possível acompanhar os dados transmitidos pela PAD através da interface desenvolvida para a telemetria. Para análise dos dados gravados no cartão de memória, utilizou-se a plataforma apresentada na Seção 4.3.2.

5.1.1 Velocidade em Relação ao Ar e Altitude em Relação ao Solo

A Figura 29 e a Figura 30 apresentam os gráficos correspondentes à velocidade em relação ao ar e à altitude em relação ao solo, respectivamente, durante a decolagem da aeronave. Nos gráficos apresentados, realizou-se a média móvel de três valores consecutivos, considerado adequado ao tempo de resposta desejado, pois é a média dos dados nos últimos 130ms, aproximadamente.

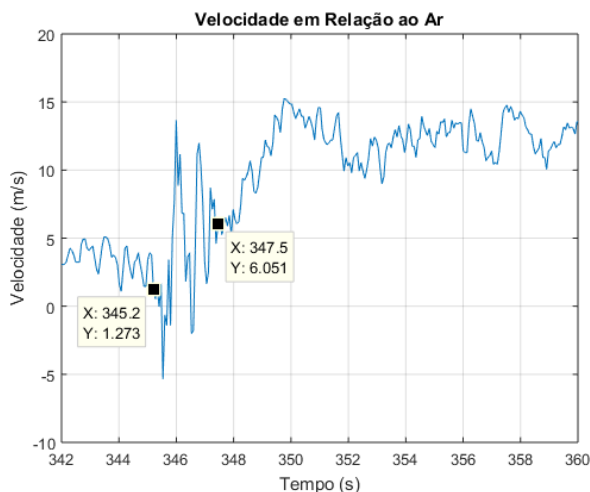


Figura 29: Velocidade da aeronave em relação ao ar durante a decolagem.

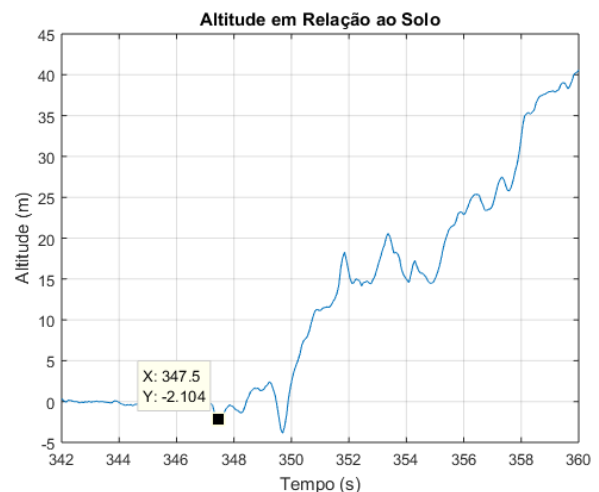


Figura 30: Altitude da aeronave em relação ao solo durante a decolagem.

Para a determinação do instante da decolagem, primeiro, foi comparado o instante de tempo armazenado no cartão de memória com o instante de tempo de um vídeo do voo. Através da filmagem, verificou-se que a aeronave iniciou a corrida por volta de $T=345s$ e decolou próximo a $T=347s$. Como pode ser visto na Figura 29, após $T=345s$, a resposta possui um comportamento oscilatório com alta amplitude até $T=347,5s$. Isso pode ser explicado pela vibração da estrutura durante a corrida da aeronave na pista. Por isso, supõe-se que, no instante $T=347,5s$, o avião decola, visto que a amplitude da oscilação diminui. Nesse momento, a velocidade indicada pelo instrumento é de $6m/s$, aproximadamente. Vale lembrar que a faixa de trabalho do instrumento é de 8 a $15,5m/s$; contudo, destaca-se que devido à baixa carga carregada pela aeronave, analiticamente era esperado que a decolagem fosse ocorrer próximo a $6m/s$. Ainda, valida-se o comportamento da curva de velocidade após a decolagem, no qual a velocidade tende a aumentar.

O gráfico da altitude em relação ao solo (Figura 30) foi ajustado de modo que, no momento da decolagem, a altitude estivesse nula. Verifica-se que, no instante da decolagem, o instrumento indica que a aeronave está a 2 metros abaixo do nível do solo. Nesse instante de tempo, o erro absoluto apresentado pelo instrumento ultrapassa, portanto, o limite de erro tolerado de $0,5m$ para este projeto. Por isso, a medição de altitude não está satisfatória de acordo com os requisitos apresentados.

A Figura 31 e a Figura 32, por sua vez, apresentam os gráficos de velocidade e altitude da aeronave durante uma manobra de descida entre T=415s e T=430s. Vale ressaltar que esse procedimento não é considerado planeio da aeronave, pois os motores não estavam desligados ou postos em marcha lenta durante a execução da manobra. Para os dados apresentados nas figuras abaixo, também foi aplicado a média móvel de três valores consecutivos.

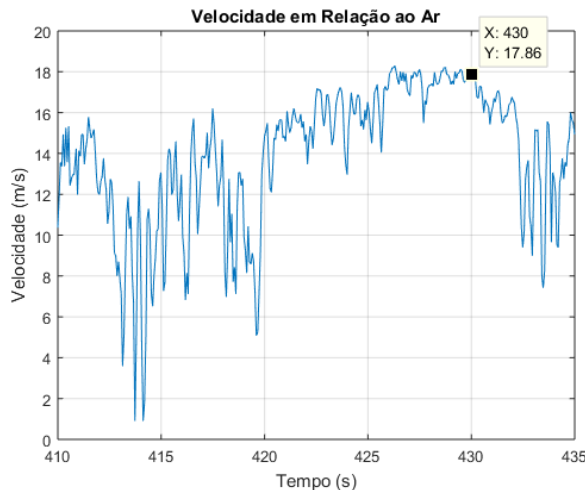


Figura 31: Velocidade da aeronave em relação ao ar durante uma manobra de descida.

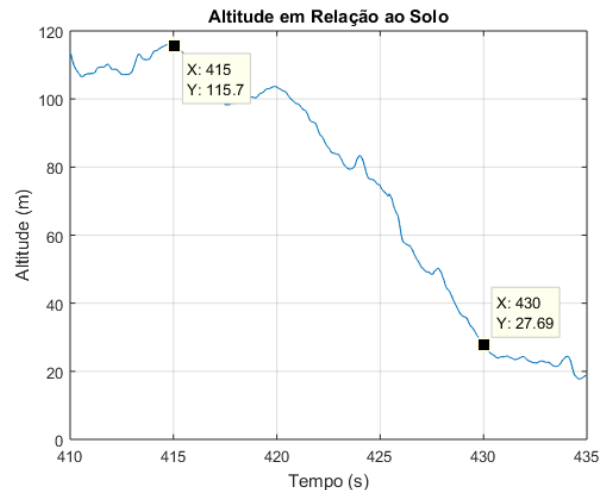


Figura 32: Altitude da aeronave em relação ao solo durante uma manobra de descida.

A Figura 31 mostra que a medida de velocidade no final da manobra é de 17,8m/s, aproximadamente. Essa resposta é uma extrapolação na curva de calibração, visto que os pontos coletados para a determinação da curva foram para velocidades inferiores a 16,5m/s.

Nota-se que, para os gráficos de velocidade apresentados, as respostas possuem caráter oscilatório de alta frequência e elevada amplitude, que pode ser proveniente da vibração da estrutura da aeronave. Também, nota-se que as velocidades destacadas nos gráficos estão fora da faixa de trabalho do instrumento. Além disso, para a calibração e o estudo de confiabilidade da medida, foi utilizada a média de 100 amostras coletadas em intervalos de 50ms. Durante o voo, utilizou-se apenas 3 amostras em intervalos de 66ms. Dessa forma, as condições de medição da calibração e do voo estão consideravelmente distintas. Devido a esses fatores, a resposta do instrumento de medição de velocidade do ar não pode ser considerada satisfatória.

Como foi visto na Seção 2.1.1.4, a medição da velocidade do ar pode ser influenciada pela diferença entre a densidade do ar no momento da calibração e no momento da medição. A calibração do sensor MPX7002DP utilizado nos testes foi realizada à temperatura de 27,8°C e à pressão atmosférica de 100470Pa. Através da Equação (12), em que ρ é a densidade do ar em kg/m³, P é a pressão atmosférica em Pa e T é a temperatura ambiente em K, estima-se que a densidade do ar durante a calibração ρ_c era de 1,1636kg/m³.

$$\rho = \frac{P}{287.058 * T} \quad (12)$$

Através das informações de temperatura e pressão coletadas durante o voo, a Figura 33 apresenta a curva da densidade do ar durante o voo da aeronave.

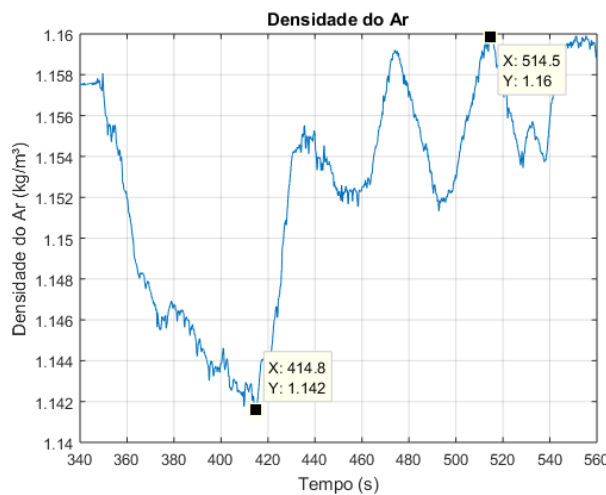


Figura 33: Densidade do ar durante o voo da aeronave.

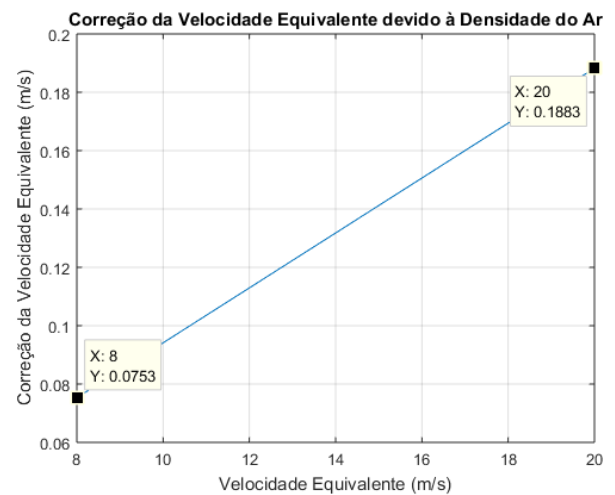


Figura 34: Correção da Velocidade Equivalente devido às variações da densidade do ar.

Nota-se que a densidade do ar durante o voo variou entre $1,142\text{kg/m}^3$ e $1,16\text{kg/m}^3$. Sabendo que a densidade do ar durante a calibração era de $1,1636\text{kg/m}^3$, verificou-se qual seria a correção a ser aplicada na Velocidade Equivalente no caso mais crítico, ou seja, para o instante onde a densidade do ar era de $1,142\text{kg/m}^3$, através da Equação (5). A Figura 34 apresenta o gráfico da Velocidade Equivalente no eixo das abscissas e a correção da Velocidade Equivalente no eixo das ordenadas. Verifica-se que, para o intervalo de 8 a 20m/s, as correções variam de 0,08 a 0,19m/s.

5.1.1 Rolamento e Arfagem

A Figura 35 e a Figura 36 apresentam os valores calculados para os ângulos de rolamento e arfagem, respectivamente, durante o procedimento de decolagem.

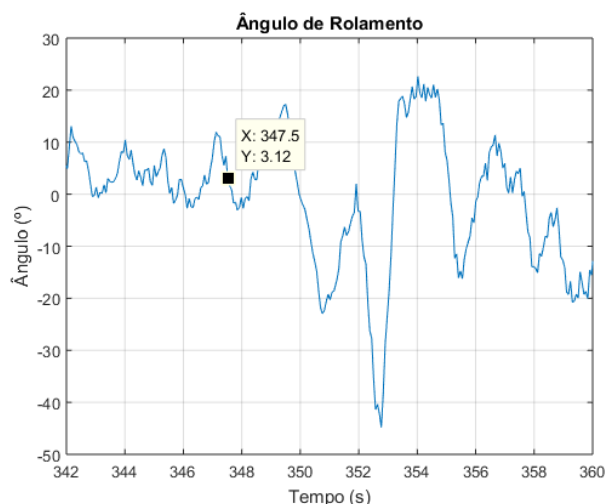


Figura 35: Ângulo de rolamento durante a decolagem da aeronave.

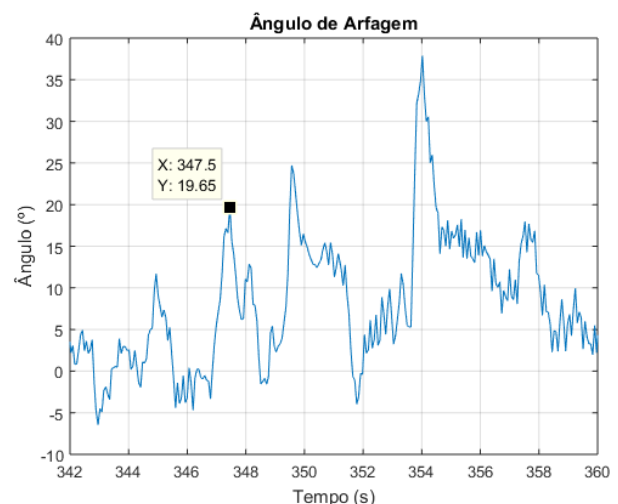


Figura 36: Ângulo de arfagem durante a decolagem da aeronave.

O instante $T=347,5\text{s}$, destacado nos dois gráficos acima, corresponde ao instante da decolagem da aeronave. Esse instante também está representado pela Figura 37, no qual apresenta graficamente a aeronave de acordo com os ângulos calculados em $T=347,5\text{s}$. Nota-se, através da figura, que a orientação está coerente com o esperado no instante da decolagem.

A Figura 38, por sua vez, representa o momento em que a aeronave está executando uma manobra de descida, no instante $T=425s$.

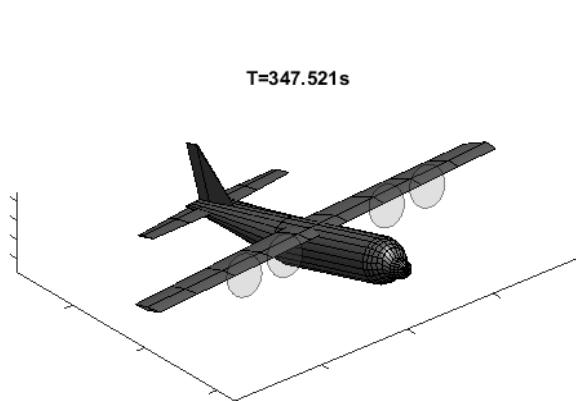


Figura 37: Representação gráfica da aeronave no momento da decolagem.

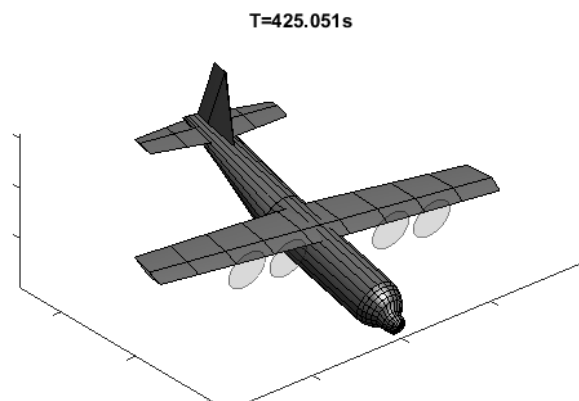


Figura 38: Representação gráfica da aeronave durante uma manobra de descida.

Era de se esperar que, devido ao comportamento oscilatório de alta frequência apresentado pelos gráficos da Figura 35 e da Figura 36, a animação também contivesse esse caráter oscilatório, de alta frequência, proveniente da vibração da estrutura da aeronave. O resultado, portanto, não está satisfatório; em trabalhos futuros, serão propostos novos testes para que melhorias possam ser aplicadas.

5.1.1 Corrente Elétrica Fornecida pela Bateria

Com o sensor de corrente elétrica instalado na aeronave, foi possível medir a corrente fornecida pela bateria durante o voo; o gráfico é apresentado na Figura 39. Para fins de validação do projeto, os resultados obtidos pelo sensor foram satisfatórios. Com ele, foi possível determinar que a corrente elétrica máxima drenada pelo sistema foi de, aproximadamente, 1,5A.

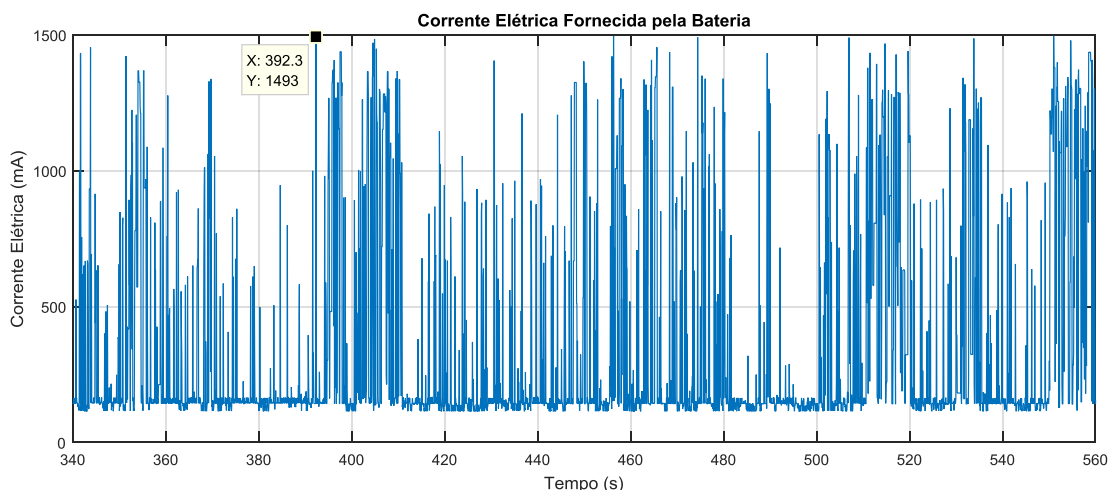


Figura 39: Corrente fornecida pela bateria durante o voo da aeronave.

6 Conclusões e Trabalhos Futuros

Neste trabalho, foi proposto o sensoriamento de um voo de uma aeronave remotamente tripulada, capaz de coletar os seguintes dados: velocidade em relação ao ar, a inclinação da aeronave para os Ângulos de Euler de rolamento e arfagem, sua altitude e a corrente elétrica fornecida pela bateria. Durante os voos, essas informações deveriam ser armazenadas em cartão de memória e, também, transmitidas por telemetria.

Com as especificações de projeto definidas, foram escolhidos os componentes baseados em seu custo, sua aplicabilidade e sua facilidade de utilização. Em paralelo, foram apresentadas alternativas que poderiam ser utilizadas para a aplicação. Além disso, foi realizado a calibração do sensor de pressão diferencial e o estudo de metodologias de fusão de dados para determinação da orientação da aeronave com as informações extraídas de um acelerômetro e um giroscópio.

Para que o sistema fosse testado durante o voo, foi projetada e construída uma placa de aquisição de dados (PAD). A PAD e outros componentes, como o tubo de Pitot, foram instalados em uma aeronave de asa fixa. Para a instalação do tubo de Pitot, foi estudado o local de menor interferência da asa no deslocamento do fluido.

Por fim, um voo de teste foi realizado. A plataforma desenvolvida foi extremamente satisfatória em seu desempenho, não havendo nenhum problema quanto à gravação ou à transmissão dos dados. As aplicações desenvolvidas, tanto para a telemetria, quanto para a análise dos dados, foram suficientes para a realização do trabalho. A partir dos dados obtidos, é possível analisar qualitativamente o comportamento da aeronave durante o voo. Contudo, notaram-se alguns cuidados que devem ser tomados para que as medições se tornem confiáveis e que, devido ao prazo de conclusão deste trabalho, não puderam ser tratados a tempo.

Durante a análise dos resultados, notou-se a forte influência da vibração do motor nos dados obtidos de velocidade e orientação da aeronave. A estrutura do avião (e, conseqüentemente, o tubo de Pitot, o sensor de pressão diferencial e a IMU) está submetida à vibração mecânica na frequência de rotação do motor, que pode variar de 58 a 210Hz. Para uma análise dos sinais de frequências inferiores a 210Hz, propõe-se que um teste seja realizado de modo a coletar os dados de velocidade, aceleração e velocidade angular a uma frequência superior a 420Hz. Assim, ruídos poderão ser identificados e filtros poderão ser projetados de modo a atenuar a perturbação proveniente da vibração mecânica da estrutura.

Para a realização do teste de vibração da estrutura da aeronave, a taxa de amostragem pode ser aumentada com a criação de um *buffer* de dados. Sugere-se que, a partir de um comando dado pelo usuário, o sistema realize um conjunto de amostragens por um tempo fixo, armazenando as informações em um *buffer*. Depois de transcorrido um determinado tempo, esses dados poderão ser gravados no cartão de memória.

O sensor de pressão diferencial utilizado já contém o filtro analógico indicado pelo fabricante, com uma frequência de corte de 650Hz. Esse filtro, contudo, não é suficiente para atuar os ruídos na faixa de frequências de oscilação do motor. Após a realização do teste de vibração, sugere-se que seja incluído um filtro analógico ou digital na resposta do sensor. Propõe-se que seja adicionado um circuito analógico de filtro passa-baixa para anular frequências superiores a 10Hz. Deve-se, contudo, realizar uma nova calibração, pois a amplitude do sinal deve variar com filtro instalado. Filtros digitais também podem ser

utilizados; contudo, somente se a frequência de amostragem for duas vezes maior que a frequência de corte do filtro. O fabricante desse sensor indica que, mesmo com a utilização de filtros, seja realizada a média móvel dos sinais amostrados com, no mínimo, oito amostras, de modo a garantir atenuação de erros aleatórios.

Após a realização dos testes e implantação dos filtros, pode-se alterar a rotina da coleta de dados da PAD. Para cada sensor, propõe-se que um conjunto de medições seja realizado em cada iteração para o cálculo da média desse conjunto. Para a leitura do sensor de pressão diferencial, por exemplo, a rotina de conversão AD demanda menos de 150us para ser executada. Com o devido cuidado aos ruídos que podem surgir com o aumento da taxa de amostragem, se forem coletadas 50 amostras, por exemplo, esse processo levaria cerca de 7,5ms para ser executado.

Em trabalhos futuros, pode-se também estudar a influência da temperatura no resultado do sensor de pressão diferencial MPX7002DP. O erro de medição máximo apresentado pelo fabricante, e debatido na Seção 4.1.3, inclui variações de temperatura de 5°C. Tendo conhecimento da variação da resposta em função da diferença de temperatura, pode-se reduzir uma parcela do erro sistemático e aprimorar a resposta do sensor.

Como descrito na Seção 2.1.1.2, o posicionamento do tubo de Pitot na aeronave pode interferir na resposta do sensor, devido às influências aerodinâmicas causadas pela estrutura do avião. Sugere-se que, com o tubo de Pitot instalado em uma asa, seja realizado um novo ensaio com uma parcela da asa dentro de um túnel de vento. Assim, será possível comparar a resposta do sensor com e sem a influência aerodinâmica da asa.

Para a determinação do erro das medições de orientação e de altitude, propõe-se a utilização de uma placa controladora comercial de voo para a tomada de medidas de referência. Com esses dados, é possível então comparar os resultados e determinar o erro máximo atingido pela plataforma desenvolvida.

7 Referências

ADAFRUIT. Repositório da Biblioteca Adafruit_INA219. **GitHub**, 2017. Disponível em: <https://github.com/adafruit/Adafruit_INA219>. Acesso em: 10 out. 2017.

ANATEL. Atribuição de Faixas de Frequências no Brasil. **Anatel**, 2017. Disponível em: <<http://www.anatel.gov.br/Portal/verificaDocumentos/documento.asp?numeroPublicacao=325100&pub=principal&filtro=1&documentoPath=325100.pdf>>. Acesso em: 20 set. 2017.

ARDUPILOT. Repositório da Biblioteca SiK. **GitHub**, 2017. Disponível em: <<https://github.com/ArduPilot/SiK>>. Acesso em: 25 nov. 2017.

BALBINOT, A.; BRUSAMARELLO, V. J. **Instrumentação e Fundamentos de Medidas**. 2. ed. Rio de Janeiro: LTC, v. 1, 2011.

CRAWFORD, D. R. **A Practical Guide to Airplane Performance and Design**. Torrance: Delta Lithograph Company, 1981.

GOMES, P. H. **Concepção de Sistema de Telemetria para Aeronaves Remotamente Controladas**. Universidade Federal de Ouro Preto. Ouro Preto. 2016. Monografia de Graduação em Engenharia de Controle e Automação.

GREENE, C. Draw a 3D airplane. **MathWorks**, 2016. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/47967-draw-a-3d-airplane>>. Acesso em: 1 dez. 2017.

GREIMAN, B. Repositório da Biblioteca SdFat. **GitHub**, 2017. Disponível em: <<https://github.com/greiman/SdFat>>. Acesso em: 2 out. 2017.

KUNDU, A. K. **Aircraft Design**. New York City: Cambridge University Press, 2010.

LAN, C. E.; ROSKAM, J. **Airplane Aerodynamics and Performace**. Lawrence: DARcorporation, 2003.

LAVALLE, S. Sensor Fusion: Keeping It Simple. **Oculus Developer Blog**, 2013. Disponível em: <<https://developer.oculus.com/blog/sensor-fusion-keeping-it-simple/>>. Acesso em: 3 out. 2017.

LECCADITO, M. **A Kalman Filter Based Attitude Heading Reference System Using a Low Cost Inertial Measurement Unit**. Richmond. 2013. Dissertação de Mestrado em Ciência.

MIRANDA, L. E. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE AeroDesign**. 1. ed. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, v. 1, 2010.

NISPEN, S. H. M. **Design and control of a three-axis gimbal**. TU/e. Eindhoven. 2016.

OJHA, S. **Flight Performance of Aircraft**. Bombay: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

PAVLOCK, K. M. **Flight Test Engineering**. Edwards: Purdue University, 2013.

ROWBERG, J. Repositório da Biblioteca MPU6050. **GitHub**, 2017. Disponível em: <<https://github.com/jrowberg/i2cdevlib/tree/master/Arduino/MPU6050>>. Acesso em: 25 ago. 2017.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Performance Analysis**. Nashua: VDM Verlag Dr. Müller, 2009.

SAE BRASIL AeroDesign. **AeroDesign**, 2017. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>>. Acesso em: 1 set. 2017.

SAE BRASIL AeroDesign. **Regras e Relatórios**, 2017. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign/regras>>. Acesso em: 1 set. 2017.

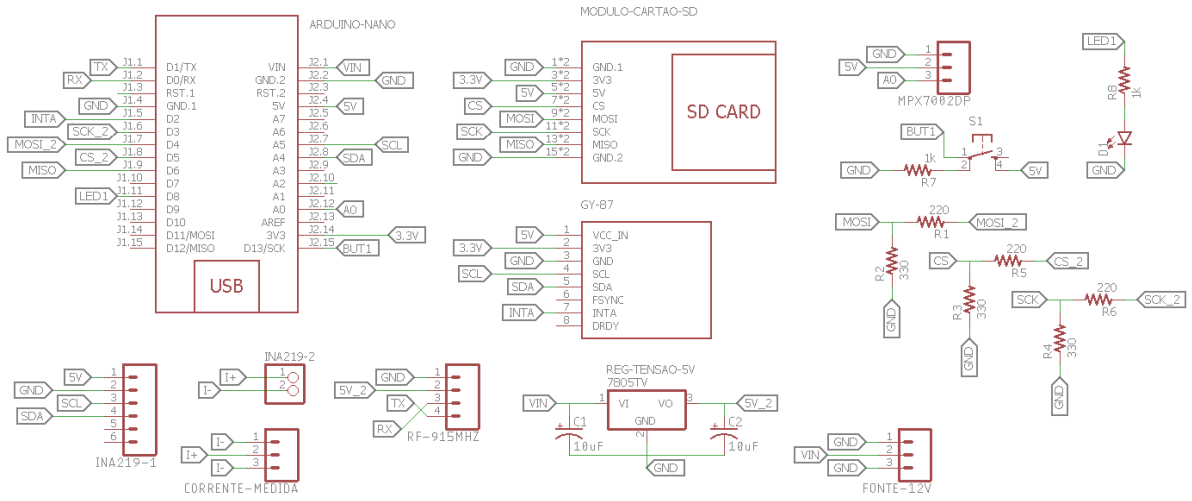
SCHNEIDER, P. S. **Medição de Velocidade e Vazão de Fluidos**. Porto Alegre: Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2000. Apostila para disciplina "Medições Térmicas".

SMINGHUB. Repositório da Biblioteca BMP180. **GitHub**, 2017. Disponível em: <<https://github.com/SmingHub/SmingRTOS/tree/master/sming/libraries/BMP180>>. Acesso em: 10 maio 2017.

SOUSA, R. S. **Sensoreamento Sem Fio em Aeromodelos Radiocontrolados**. Escola Politecnica da USP. Sao Paulo. 2012. Projeto de Iniciação Científica.

Anexos

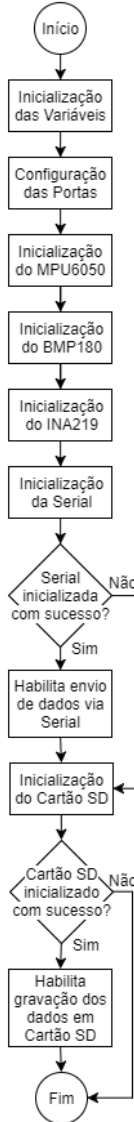
A Diagrama Elétrico da Placa de Aquisição de Dados



B Fluxograma do Firmware da Placa de Aquisição de Dados

Setup

Rotina de configuração executada sempre que o sistema é iniciado.



Loop

Após a configuração do sistema, essa rotina é executada repetidamente.

