

Projeto e Execução de um Sistema de Medição da Velocidade para um Veículo Aéreo não Tripulado

Higor Jales Dantas

Departamento de Engenharia e Tecnologia
Universidade Federal Rural do Semi-árido
Mossoró, Brasil
higorjalesdantas@hotmail.com

Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras

Departamento de Engenharia e Tecnologia
Universidade Federal Rural do Semi-árido
Mossoró, Brasil
dautcouras@ufersa.edu.br

Resumo: Com o avanço da utilização de sistema de aeronaves não tripulados, do inglês, Unmanned Aircraft Systems (UAS), a sociedade de engenheiros da mobilidade promovem, entre todos os estudantes de engenharia, uma troca de conhecimento, voltado a engenharia aeronáutica, através de uma competição a qual a equipe de Aerodesign da UFRSA, PegAzuls, participa. Nela, os estudantes são desafiados a produzir uma aeronave com a maior eficiência possível. Uma forma de validar os dimensionamentos calculados é obter resultados práticos da aeronave como a velocidade, com isso, este trabalho apresenta o desenvolvimento de um dispositivo capaz de medir a velocidade da aeronave e armazenar esse dado para ser processado posteriormente. Para tanto, o dispositivo utiliza um Arduino® Pro-mini, além de componentes como tubo de Pitot, sensor de pressão entre outros. Para validar o funcionamento do dispositivo foi realizado ensaio estático e dinâmico e comparado os resultados obtidos pelo dispositivo com os resultados obtidos por um anemômetro (instrumento de comparação e calibração do sistema). Após os ensaios foi possível obter resultados satisfatórios e consistentes, onde concluiu-se que o dispositivo se mostrou capaz de realizar as funções propostas.

Palavras chaves: Dispositivo, UAS, Arduino, tubo de Pitot.

I. INTRODUÇÃO

Segundo [1] um veículo aéreo não tripulado (VANT), que também pode ser classificada como sistema de aeronaves não tripulados, do inglês, Unmanned Aircraft Systems (UAS), é todo e qualquer tipo de aeronave que pode ser controlada nos três eixos e que não necessite de pilotos embarcados para ser guiada. Tais modelos de aeronaves são controladas à distância por dispositivos eletrônicos, sendo, ou não, supervisionados por humanos, e controladas por meio de controladores lógicos, como os microcontroladores.

Uma definição mais precisa a respeito de VANT, pode ser obtida pela ABA (Associação Brasileira de Aeromodelismo), a qual diz “VANT é um veículo capaz de voar na atmosfera, fora do efeito solo, que foi projetada ou

modificada para não receber um piloto humano e que é operado por controle remoto ou autônomo”[1].

Os UAS têm sido bastante utilizados em operações militares, tais como monitoramento aéreo, sensoriamento e aquisição de dados, também estão em demanda comercial devido a vantagens, como custos operacionais reduzidos, baixo custo de fabricação, tudo isso em comparação a veículos aéreos tripulados [2].

Essas aeronaves também têm sido bastante utilizadas na indústria, como mostra a Figura 1, onde apresenta as indústrias que mais usam essas aeronaves e sua porcentagem por segmento [3].

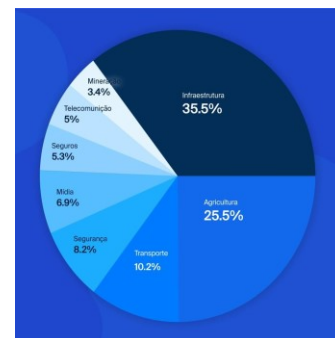


Figura 1. Porcentagem de VANTs por segmento [3].

O VANT é dividido em dois segmentos, os de asa fixa e os de asa rotativa. Um exemplo bastante conhecido de VANT de asa rotativa é os drones, já o de asa fixa, podemos citar as aeronaves que participam da competição SAE Brasil Aerodesign, como a aeronave da equipe PegAzuls da universidade Federal Rural do Semi-Árido (UFRSA).

Ainda considerando as aeronaves de asa fixa, a SAE Brasil Aerodesign é uma associação de engenheiros da mobilidade que promovem a disseminação de conhecimentos relacionados à aeronáutica através de fóruns e competições lançadas a todos os estudantes de engenharia sendo os desafios da competição, basicamente, a construção e dimensionamento de aeronaves para realizar funções específicas, e seguindo determinadas restrições. Durante a competição, todas as equipes são constantemente avaliadas quanto a eficiência de suas aeronaves[4].

A equipe de Aerodesign da UFRSA, PegAzuls, participa dessa competição e a mesma é subdividida em subsistemas, sendo eles: Aerodinâmica, Elétrica,

Estabilidade, Cargas, Estruturas e Desempenho. Cada subsistema é responsável por dimensionar determinadas características da aeronave e após todos os processos de dimensionamentos e simulações, é de suma importância a validação dos resultados. Dentre esses resultados existe a determinação de algumas velocidades da aeronave, sendo elas a velocidade máxima ($V_{m\acute{a}x}$), velocidade de cruzeiro (V_c) e velocidade estol (V_s). A determinação dessas velocidades de forma prática é crucial para se obter maior confiabilidade dos dados calculados e com isso, uma maior pontuação na competição.

Tendo isso em mente, este trabalho tem por objetivo projetar um sistema capaz de medir a velocidade, e armazenar esse dado, para um veículo aéreo não tripulado em suas diversas condições de voo, através da utilização de equipamentos de baixo custo e de fácil implementação. Ainda, deseja-se realizar um ensaio estático para analisar os dados e verificar a precisão do sistema por meio da comparação das medições obtidas pelo sistema e por um anemômetro (instrumento capaz de medir apenas a velocidade do vento) através da utilização de um túnel de vento. Por fim, realizar um ensaio dinâmico implementando o sistema em um carro para submeter o dispositivo às condições mais próximas das condições reais a qual o dispositivo sofrerá quando estiver instalado em um UAS.

II. REFERENCIAL TEÓRICO

Este trabalho apresenta todos os instrumentos, sensores, atuadores e dispositivos necessários para projetar um sistema capaz de medir a velocidade de uma aeronave (que atenda às condições descritas neste trabalho). Nesta seção, serão abordados os conceitos básicos e teóricos do que é um UAS, do funcionamento de um tubo de Pitot além de uma explicação a respeito de microcontroladores.

A. Classificação dos UAS

Essas aeronaves possuem diversas classificações, formas, tamanhos dependendo da aplicação em que ele é empregado. Partindo das classificações dada pela agência nacional de aviação civil (ANAC) [5], eles podem ser classificados como mostrado na Tabela I.

TABELA I. CLASSIFICAÇÃO DOS UAS [5].

Classe	Peso máximo de decolagem
Classe 1	maior que 150 kg
Classe 2	maior que 25 kg e até 150 kg
Classe 3	de até 25 kg

Para fins desse projeto, as aeronaves destinadas a participar da competição SAE Brasil AeroDesign são classificadas de acordo com a classe 3 e também do tipo asa fixa, apresentando características geométricas e estruturais mais próximas de uma aeronave convencional.

Segundo [6] considera que a velocidade da aeronave, em suas diversas condições de voo, é uma das variáveis mais importantes para o desenvolvimento e performance da mesma.

B. Microcontroladores

Um microcontrolador é um conjunto de circuitos interconectados em um único chip, cada sub circuito é

responsável por uma determinada função. O microcontrolador é constituído por uma unidade central de processamento (CPU) e por seus circuitos periféricos, como pode ser observado na Figura 2 [7].

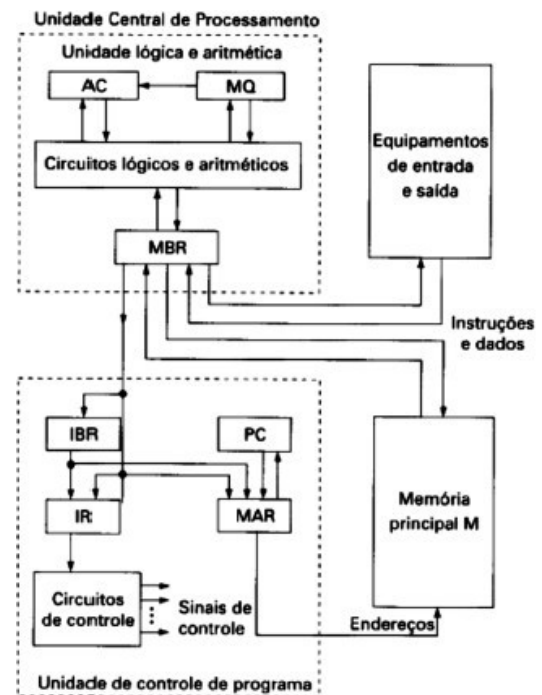


Figura 2. Arranjo de um microcontrolador [7].

Alguns dos circuitos adjacentes serão discutidos nos pontos abaixo:

- **Memória RAM:** é conhecida como uma memória de curto prazo ou ainda de memória aleatória, nela se armazena informações temporárias que podem ser acessadas de forma mais rápida tornando o processo de busca ou escrita de informações mais rápidas e eficientes.
- **Clock:** ele é utilizado para fornecer uma maneira de executar as instruções, ou seja, controla uma sequência de instruções da CPU, com isso ele gera uma sincronia de funcionamento através de pulsos.
- **Memória FLASH:** esse tipo de memória tem por finalidade apagar ou escrever diversos endereços com uma única operação. Ela é considerada uma memória não volátil, e não possui partes móveis.
- **Conversor A/D:** O conversor possui portas de entradas e saídas, a entrada recebe um sinal analógico, ou seja, um sinal elétrico e contínuo o qual possui uma faixa de trabalho, geralmente de 0 a 5v. Na saída se obtém um sinal digital, que nada mais é do que um sinal amostrado em pulsos e em um dado intervalo de tempo.
- **Porta Serial:** é o meio responsável pela comunicação entre o microcontrolador e o meio externo, sendo esse meio externo um computador, um pendrive ou qualquer outro dispositivo.

C. Medição da velocidade relativa de uma aeronave

Uma forma bastante difundida e usual para medição da velocidade de uma aeronave é através de um dispositivo conhecido como tubo de Pitot, apresentado na Figura 3.



Figura 3. Tubo de Pitot [8].

Neste dispositivo encontram-se dois orifícios para medição da pressão, o primeiro denominada de pressão de estagnação (P_t) a qual está paralela em relação ao sentido do fluxo do ar, já a outro orifício chamada de pressão estática (P_e) está no sentido perpendicular ao sentido do fluxo de ar. Na Figura 4, é mostrada uma representação da vista lateral de um tubo de Pitot e seus orifícios de pressões, para melhor compreensão [9].

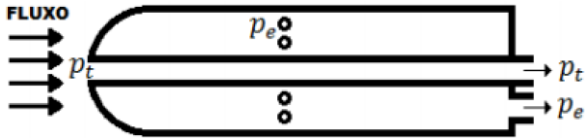


Figura 4. Representação da vista lateral do Tubo de Pitot [9].

Para se obter de fato a velocidade do fluido a qual o dispositivo está imerso é necessário recorrer a lei da conservação de energia dada por Bernoulli [8], onde, para escoamento de fluidos incompressíveis, sem atrito e adiabático é dado pela Equação 1:

$$P_e + \rho * \frac{V^2}{2} = P_t \quad (1)$$

Resolvendo para velocidade (V) do fluido obtemos a Equação 2.

$$V = \sqrt{2 * \frac{(P_t - P_e)}{\rho}} \quad (2)$$

Onde: $P_t \rightarrow$ Pressão de estagnação [Pa];
 $P_e \rightarrow$ Pressão estática [Pa];
 $\rho \rightarrow$ Densidade do ar [kg/m^3];
 $V \rightarrow$ Velocidade relativa do ar [m/s].

E por meio da Equação 3, nas condições da CNTP, é possível estimar a densidade do ar.

$$\rho = \frac{P}{287,058 * T} \quad (3)$$

Onde: $P \rightarrow$ Pressão atmosférica [Pa];
 $T \rightarrow$ Temperatura [K];
 $287,058 \rightarrow$ Const. universal do AR [adm].

II. MATERIAIS E MÉTODOS

Nessa seção iremos tratar dos métodos utilizados para a aquisição de dados, além da seleção de componentes e

dispositivos envolvidos no processo, onde a escolha se dá utilizando os seguintes critérios: custo, disponibilidade, facilidade de implementação entre outros fatores. Ao fim desse processo teremos desenvolvido um dispositivo capaz de medir a velocidade de uma aeronave não tripulada e armazenar esse dado para que essa variável possa ser utilizada posteriormente, como mencionado no início deste artigo.

A. Tubo de Pitot

Para a escolha do tubo de Pitot, foi levado em consideração seu custo de aquisição, a disponibilidade em laboratório e que seja comumente utilizado em aeronaves como a prevista neste trabalho. Com isso optou-se por utilizar o tubo de Pitot para aeromodelos, visto na Figura 5, uma vez que ele atende aos requisitos citados.



Figura 5. Tubo de Pitot.

B. Sensor de pressão

Partindo da Equação 2 é necessário determinar as pressões de estagnação e estática, ainda pode-se observar que os termos P_t e P_e estão escritos a formar uma diferença de pressão, com isso iremos buscar um sensor capaz de fornecer como resultado a diferença de pressão, outro fator importante para sua seleção além dos já mencionados é a sua faixa de operação, ou seja, o sensor deve ser capaz de fornecer resultados dentro dos limites de trabalho das aeronaves em estudo.

Como as aeronaves em estudo são as da equipe PegAzuls e elas possuem uma velocidade média mínima de 8m/s e velocidade média máxima de 20m/s, assim isolando o termo " $P_t - P_e$ ", da Equação 2, referente a diferença de pressão, e aplicando as velocidades máxima e mínima, nas condições da CNTP, citadas obtemos uma faixa de pressão de 39,2 Pa a 245 Pa.

Partindo disso, o sensor de pressão diferencial selecionado foi o MPXV7002DP, visto na Figura 6, pois o mesmo realiza medições de pressão de -2 kPa a 2 kPa e gera em sua saída uma variação de tensão de 0,5 a 4,5V referente a conversão de pressão em tensão. Ainda sua sensibilidade é de 1V/kPa.

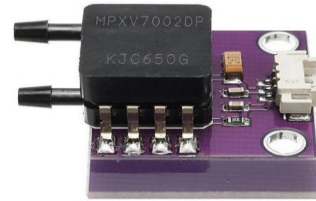


Figura 6. Sensor de pressão MPXV7002DP.

Esse sensor é um dos mais comuns, para esse tipo de aplicação, encontrado no mercado, contudo, uma

preocupação que deve ser levando em consideração, segundo o fabricante [10], é o ajuste do *offset*, sem o ajuste adequado o sensor pode apresentar erros de medição de até 6,25% em relação a faixa nominal de trabalho.

C. Seleção do microcontrolador

Para realizar o processamento dos dados é necessário a utilização de um microcontrolador, onde o mesmo irá receber as informações do sensor de pressão e irá executar as operações e funções, sendo elas: converter o sinal analógico em digital, realizar o ajuste da medição, realizar o cálculo da velocidade e por fim armazenar o resultado em um cartão SD.

A escolha adequada do microcontrolador é um fator importante para o desenvolvimento do dispositivo em questão, pois ele deve atender a todas as condições exigidas. Como referência, Sanders em [9] utilizou o microcontrolador Arduino em vez de usar um PIC por motivos como facilidade de implementação, custo-benefício, suporte técnico, fácil acesso a exemplares e praticidade.

Para selecionar o microcontrolador é necessário seguir alguns critérios de escolha, sendo, a “Arquitetura”, pois determinados modelos requerem um tempo alto para acessar a memória em comparação ao processamento aritmético, prejudicando sua performance, o “Tamanho e Encapsulamento”, pois microcontroladores que ocupam muito espaço podem não ser viáveis para aplicações como a deste trabalho, visto que o dispositivo projetado deve ocupar um espaço pequeno, além de microcontroladores maiores consumirem mais energia, a “Disponibilidade” e “Custo”, visto que este trabalho busca projetar um sistema com o mínimo de recurso financeiro, a “Quantidade de pinos” de entrada e saída, pois deve atender a todos os sensores e atuadores a ele conectado.

Tendo isso em mente, as placas de prototipagem que possui, embutida nelas, o microcontrolador, e que haviam disponíveis eram o Arduino® Mega, Arduino UNO, e Arduino Pro-mini, partindo das condições de escolha citadas e do propósito final do dispositivo, foi escolhido a placa de prototipagem Arduino Pro-mini, que possui o microcontrolador ATmega328, visto na Figura 7.

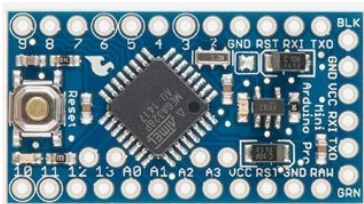


Figura 7. Arduino Pro-mini.

Esse microcontrolador possui as características mais adequadas para o projeto, pois apresenta um baixo consumo de energia, possui dimensões mínimas a fim de tornar o sistema o mais compacto, e por fim apresenta a quantidade de pinos necessária para acomodar o sensor e atuadores. Outro fator importante do Arduino escolhido é o passo de quantização, ou seja, a resolução do conversor AD, pois não basta apenas o sensor possuir alta resolução, o microcontrolador também deve ser capaz de ler essa resolução, sendo calculada através da Equação 3.

$$\delta = \frac{V_{m\acute{a}x}}{2^n - 1} \quad (3)$$

Onde $V_{m\acute{a}x}$ é a tensão máxima da porta (5v) e n é o número de bits de resolução (10 bits), com isso chega-se a uma resolução eficaz de 0,0049 mV. Vale lembrar que a relação sinal-ruído mínima para o conversor A/D em questão é de -72dB.

Para realizar o armazenamento dos dados coletados é preciso um módulo SD, visto na Figura 8, sua escolha se deu por ser o mais compacto encontrado e por não necessitar de componentes extras para se comunicar com o Arduino.

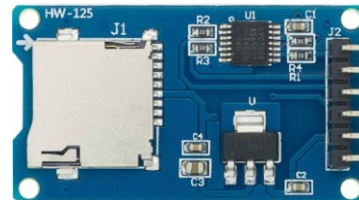


Figura 8. Módulo SD.

D. Modelagem do dispositivo

Após a determinação dos componentes que formam o dispositivo é necessário um meio para comunicação ou ainda para interligar os componentes, ou seja, faz necessário a utilização de uma placa de prototipagem. Como o projeto trata-se de um protótipo, podendo haver mudanças futuras e novos arranjos dos elementos, buscou por uma placa de prototipagem que fosse fácil de ser encontrada no mercado e que possibilitasse fazer mudanças dos elementos nela soldada. Tendo isso em mente, optou por utilizar uma placa de fenolite perfurada, Figura 9, pois atende aos requisitos.



Figura 9. Placa de fenolite perfurada.

Dispondo os elementos a formar um arranjo mais compacto possível, chegou a uma forma final mostrada na Figura 10.

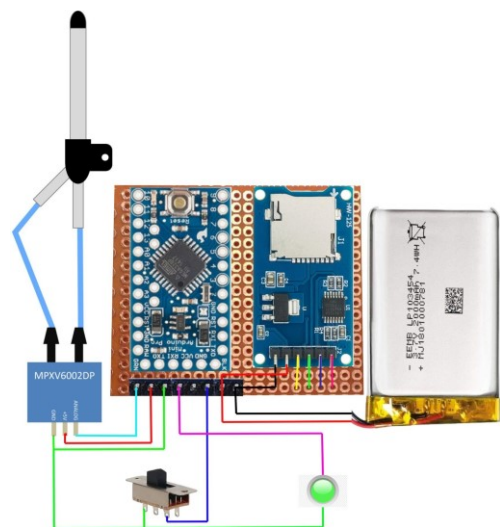


Figura 10. Configuração dos elementos.

Após o layout do arranjo dos componentes é necessário o esquema elétrico para entender a ligação entre cada pino do circuito. O esquema elétrico desse circuito pode ser visto na Figura 11.

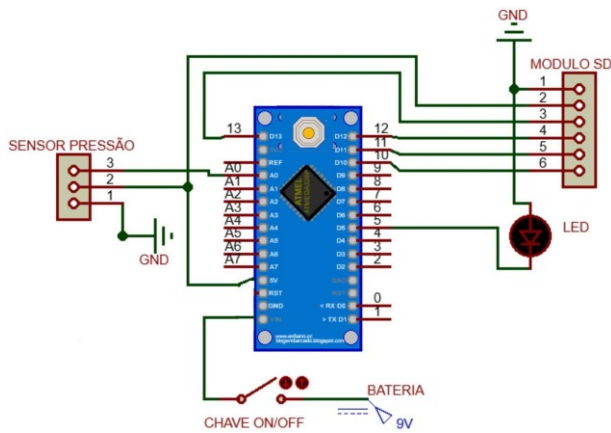


Figura 11. Esquema elétrico.

Após todos os elementos que compõem o circuito já soldados na placa de fenolite perfurada e a fim de organizar e proteger os componentes do dispositivo, foi realizado, em uma impressora 3D, a impressão de uma caixa que acomodasse o circuito, por fim a Figura 12 mostra o dispositivo concluído.

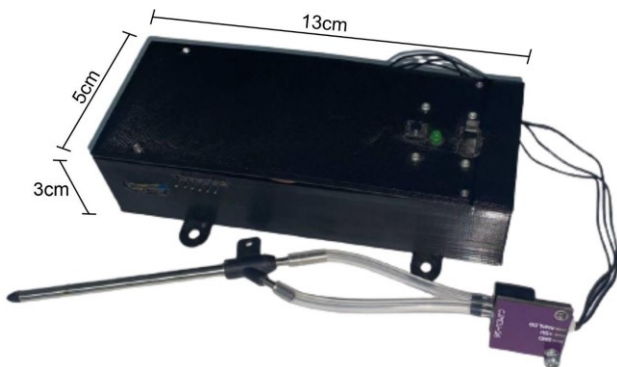


Figura 12. Caixa de proteção.

E. Fluxograma

- Para coordenar os sensores e atuadores do dispositivo, foi desenvolvido um código na linguagem do Arduino que é baseada na linguagem C++, após a realização da programação do sistema, foi realizado um fluxograma, conforme Figura 13, com as etapas do código para uma melhor compreensão da lógica envolvida por trás do código.

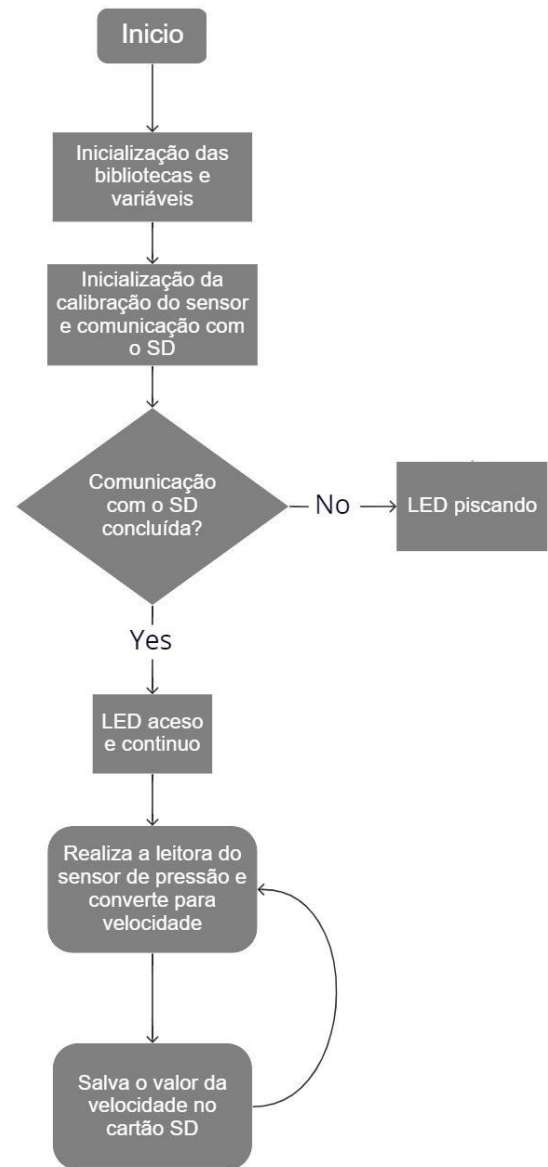


Figura 13. Fluxograma.

F. Túnel de vento

De posse do dispositivo concluído foi preciso realizar testes comparativos, para tanto foi construído um túnel de vento reduzido onde fosse possível controlar o fluxo de ar interno, utilizando materiais recicláveis como tubo PVC, madeira, papelão e ainda alguns componentes elétricos.

Segundo [11], túneis de vento são equipamentos que visam simular condições de fluxo de fluido em diferentes objetos de estudo, e são capazes de fornecer tais dados empíricos. Sua versatilidade é notável, e o mesmo auxilia no fornecimento de informações úteis para as mais variadas aplicações. Em [12] Barlow, Rae e Pope afirmam que o uso de túneis de vento é a forma mais rápida, econômica e precisa de se conduzir pesquisas aerodinâmicas.

Ainda segundo [12] para se garantir um melhor escoamento do fluido é necessário a utilização de colmeias, dispositivos para uniformizar as linhas de escoamento, podendo ser triangulares, retangulares ou circulares. Devido a facilidade de construção foi utilizado a do tipo retangular, como visto na Figura 14.

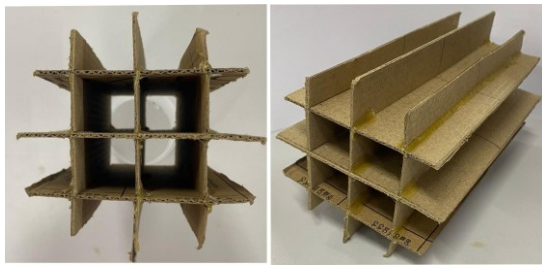


Figura 14. Colméia tipo retangular.

Para gerar o fluxo de ar foi utilizado um motor brushless e uma hélice, após inseridos no túnel a colmeia e a parte elétrica chegou-se ao arranjo mostrado na Figura 15.



Figura 15. Túnel de vento.

Para realizar a comparação do valor da velocidade, medida pelo dispositivo desenvolvido, foi utilizado um anemômetro como instrumento de comparação e calibração. Na Figura 16, pode-se ver o arranjo montado para realização dos testes e que chamaremos aqui de ensaio estático.

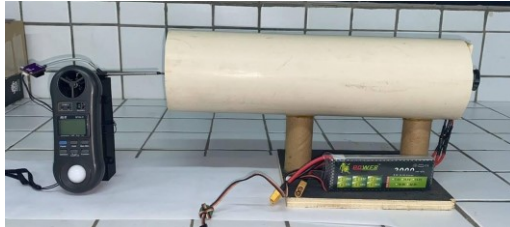


Figura 16. Arranjo para ensaio estático.

Por sua vez, para submeter o dispositivo desenvolvido às condições mais próximas das reais, foi realizado um ensaio dinâmico, onde foi inserido o dispositivo em um carro de forma a medir a velocidade do fluxo do ar e compará-lo com o medido pelo anemômetro nas mesmas condições. A Figura 17 mostra como foi montado o ensaio.

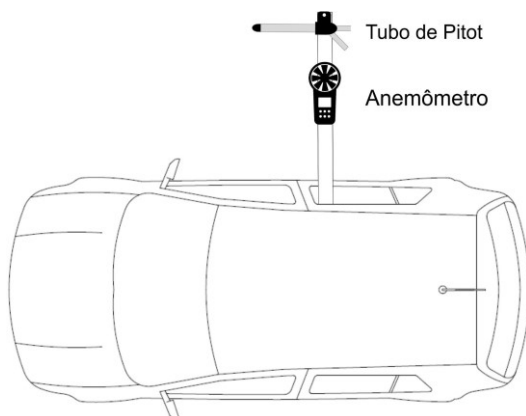


Figura 17. Arranjo para ensaio dinâmico.

O anemômetro utilizado foi o SKILL-TEC modelo SKTHAL-01 onde o mesmo possui as seguintes características de medição:

- Faixa de medição: 0,4 a 30 m/s;
- Resolução: 0,1 m/s;
- Exatidão: 3% fundo de escala (0 a 20 m/s);
4% fundo de escala (20 a 30 m/s).
- Temperatura de operação: -10 a 50°C.

III. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os dados apresentados nesta seção foram divididos em dois ensaios, o estático e o dinâmico.

A. Ensaio estático

A Figura 18 apresenta o gráfico da velocidade do ar medida pelo tubo de Pitot e da velocidade real (velocidade do anemômetro) em função do número da amostra à medida que aumenta-se o fluxo de ar. Para a velocidade do tubo de Pitot foi realizado a média de 15 medições para cada número de amostra.

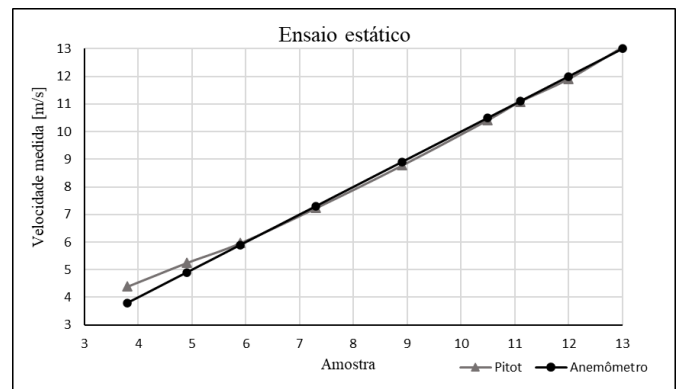


Figura 18. Ensaio estático.

Da Figura 18 pode-se observar que há uma maior divergência, da velocidade medida pelo tubo de Pitot e da velocidade medida pelo anemômetro, em velocidades inferiores a 6m/s apresentando um erro máximo de 2,5m/s e maior exatidão para velocidades superiores a 6m/s.

A Figura 19 mostra o gráfico do maior erro absoluto obtido durante as 15 medições de velocidade pelo tubo de Pitot, para cada velocidade de referência, em função da velocidade de referência medida pelo anemômetro.

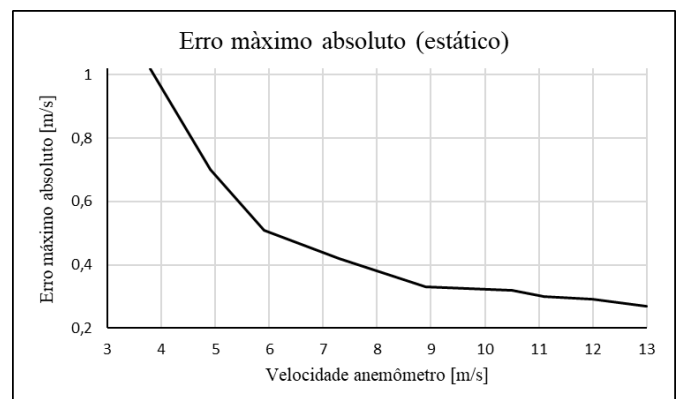


Figura 19. Erro máximo absoluto estático.

Pode-se notar que à medida que a velocidade do ar aumenta, o erro absoluto diminui, isso se dá devido a maior

exatidão de leitura pelo sensor MPX7002DP para velocidades superiores a 8m/s como prevista em [10].

B. Ensaio dinâmico

De forma análoga ao ensaio estático foi realizado o ensaio dinâmico como mencionado na seção “II.f”.

Na Figura 20 é mostrado a velocidade medida pelo tubo de Pitot e a velocidade real em função da amostra, onde à medida que o número da amostra aumenta, aumenta-se a velocidade do fluxo do ar. Vale lembrar que os dados obtidos são brutos, sem filtragem.

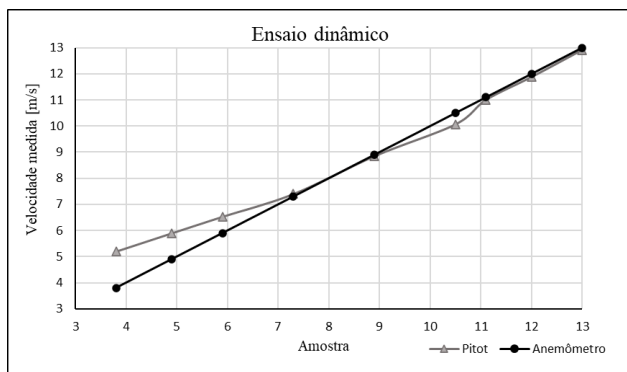


Figura 20. Ensaio dinâmico.

Nota-se que a divergência dos valores medido e real aumenta para velocidades inferiores a 8m/s, em comparação ao ensaio estático onde essa divergência inicia em velocidades inferiores a 6m/s. Essa diferença se deve às condições do ensaio, onde o ensaio estático tem condições mais controláveis e estáveis em comparação ao ensaio dinâmico, onde o dispositivo está mais suscetível às condições do meio, tais como rajadas de vento, mudança da densidade do ar, humidade entre outros. Outro fator que também explica essa diferença é o fato da perturbação do ar, em baixas velocidades, provocar maiores variações na medição.

Na Figura 21 encontra-se o erro máximo absoluto, para o ensaio dinâmico, em função da velocidade real.

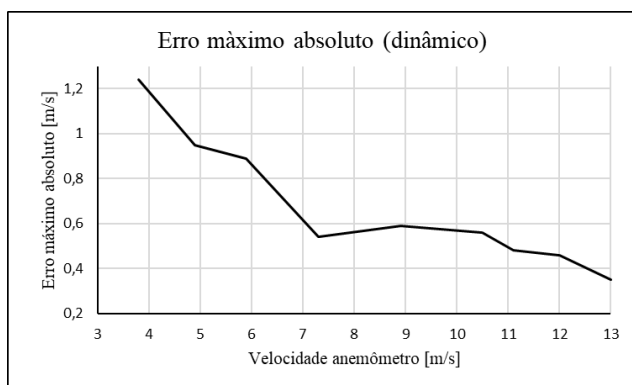


Figura 21. Erro máximo absoluto dinâmico.

Assim como no ensaio estático, o erro máximo diminui com o aumento da velocidade, observando a velocidade para o ponto de 4m/s na Figura 21, obtém um erro máximo de aproximadamente 1,2m/s enquanto que para a mesma velocidade na Figura 19, obtém um erro máximo de aproximadamente 0,95m/s, essa diferença entre os valores dos erros se mantém ao longo do aumento

da velocidade, isso se deve às condições do ensaio, como citado anteriormente.

Além disso, é notório a diminuição não suavizada do gráfico da Figura B. Isso pode ser explicado devido o fluxo do ar no ensaio dinâmico sofrer grandes perturbações.

IV. CONCLUSÃO

O presente trabalho mostrou que foi possível desenvolver um dispositivo de baixo custo para medição da velocidade relativa de uma aeronave não tripulada (UAS), apresentando resultados satisfatórios e coerentes, ainda que os meios utilizados para realização dos ensaios, como o túnel de vento, anemômetro, fixação dos dispositivos entre outros fatores, não possuam uma alta qualidade.

O túnel de vento utilizado possui limitações de controle da velocidade, como velocidade mínima de 3,8 m/s e velocidade máxima de 13m/s, além do passo da velocidade de aproximadamente 1m/s. As aeronaves de estudo deste trabalho possuem uma faixa de velocidade da ordem de 8m/s a 20m/s.

Foi visto no ensaio estático que as medições de velocidade pelo dispositivo apresentaram resultados lineares e ainda mais exatos para velocidades superiores a 6m/s, o que engloba a faixa de velocidade de operação dos UAS aqui mencionados. Ainda pode-se concluir que velocidades abaixo de 8m/s não é recomendado a medição pelo dispositivo, uma vez que apresenta erros consideráveis.

Por sua vez, no ensaio dinâmico, foi possível concluir que o dispositivo desenvolvido apresentou resultados satisfatórios para velocidades superiores a 8m/s mesmo apresentando uma pequena não linearidade na faixa de 9 a 11m/s ocasionada por perturbações do meio.

Por fim, conclui-se que o dispositivo atendeu às condições impostas nos dois ensaios a qual foi submetido, ou seja, apresentou maior exatidão para a faixa de velocidade imposta, sendo totalmente viável a utilização dele para velocidades superiores a 8m/s.

Como sugestão para futuros trabalhos, recomenda-se a utilização de placas de circuito impresso e compactação, ainda mais, do layout dos componentes, além da redução das dimensões da caixa onde foi embutido toda a parte eletrônica, a fim de tornar viável a instalação do dispositivo em aeronaves ainda menores que possuem espaços internos reduzidos. Ainda recomenda-se a utilização de um sistema de telemetria, ou seja, atribuir ao dispositivo um sistema de envio e recepção de dados para que o operador do UAS possa acompanhar os dados em tempo real. Por fim, introduzir no sinal de saída do sensor de pressão um amplificador de tensão para aumentar a resolução da leitura pelo arduino.

REFERÊNCIAS

- [1] «Publicações DECEA » ICA 100-40 - **Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas e o Acesso ao Espaço Aéreo Brasileiro** (10.03.2017)». publicacoes.decea.gov.br. Consultado em 13 de setembro de 2022.

- [2] OZDEMIR, U.; ORKUT, Y.; ASLIHAN, A.; YASIN, V.; FARABI, A.; KARACA, T.; GOKHAN, O. Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. **Journal of Intelligent & Robotic Systems**. 2014.
- [3] **O futuro da indústria**. PRICEWATERHOUSECOOPER. 2020. Disponível em: <<https://www.pwc.com.br/noticias/futuro-da-industria.html>>. Consultado em 17 de novembro de 2022.
- [4] **24ª COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN**, 2022, São Paulo. 161 p.
- [5] **Classes de Drones (RPA)**. Agência nacional de aviação civil (ANAC), 2017. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/drones/classes-de-drones>. Acesso em: 25 nov. 2022.
- [6] OJHA, S. **Flight Performance of Aircraft**. Bombay: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [7] MALVINO, A. P. **Microcomputadores e Microprocessadores** McGraw-Hil do Brasil, São Paulo, 1985.
- [8] MARINHO, Filipe. **Aplicações da Equação de Bernoulli**. 2019. Disponível em: <https://www.guiadaengenharia.com/aplicacoes-equacao-bernoulli/>. Acesso em: 16 set. 2022.
- [9] SANDERS, L.C.; CORADINI, W.F.Z. **Sistema de aquisição de dados para um aeromodelo**. The Journal of Engineering and Exact Sciences – JCEC. Viçosa, v. 3, n. 5, p. 733-735, 2017.
- [10] FREESCALE. **DatasheetMPX7002DP**. 2005. Disponível em: <https://html.alldatasheet.com/html-pdf/131940/FREESCALE/MPX7002DP>. Acesso em: 19 set. 2022.
- [11] RIZZO JÚNIOR, Josias Paulucio Tiburcio Márcio Alves. **TÚNEL DE VENTO: PROJETO, CONSTRUÇÃO E INSTRUMENTAÇÃO**. 2021. 76 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Instituto Federal do Espírito Santo, Cachoeiro de Itapemirim, 2021.
- [12] BARLOW, J. B.; RAE, W. H.; POPE, A. **Low Speed Wind Tunnel Testing**. 3. ed. New York: John Wiley & Sons, 1999.
- [13] 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**".