

Instrumentação de um veículo aéreo não tripulado para análise de seu desempenho de voo

Túlio Dapper e Silva

Vinicius Cabreira

Edison Pignaton de Freitas

Universidade Federal do Rio Grande do Sul

RESUMO

A utilização de um dispositivo capaz de coletar as informações relevantes do voo da aeronave é crucial para a análise de sua performance de voo, a realização de validações e, até mesmo, tomada de decisões ao longo do seu projeto. Este artigo apresenta o desenvolvimento de um sistema de instrumentação de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa capaz de coletar as seguintes informações: velocidade em relação ao ar, altitude e orientação da aeronave, e corrente elétrica drenada pelo conjunto rádio receptor e servos. O trabalho também apresenta a implementação do sistema de telemetria. Dessa forma, durante o voo, as informações são transmitidas a um computador para acompanhamento remoto por parte do piloto ou de um auxiliar. Para a realização deste trabalho, são estudados diferentes componentes cabíveis para a aplicação, os quais foram escolhidos baseados em seu custo, sua aplicabilidade e sua facilidade de utilização. Com os resultados obtidos, foi possível caracterizar o comportamento da aeronave durante o voo. No entanto, existem aspectos a serem aprimorados para que os valores apresentados possam ser considerados confiáveis, caracterizando direções para trabalhos futuros, como a atenuação da perturbação devido a vibrações mecânicas da estrutura no resultado e a comparação das medições realizadas com um instrumento de referência.

INTRODUÇÃO

Ensaio físicos, tais como os realizados em túneis de vento, e as simulações em ferramentas computacionais, apesar de serem necessários, são limitados em sua capacidade de modelar por completo a dinâmica de um voo real (Pavlock, 2013). A utilização de um sistema de sensoramento em um VANT pode fornecer as principais características do voo de uma aeronave; sendo ele, assim, uma poderosa ferramenta para análise de seu projeto.

O objetivo deste trabalho 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 SAE BRASIL AeroDesign.

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 Roskam (2003) e Ojha (1995) 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, 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.

Para o desenvolvimento deste trabalho, é importante que seus principais requisitos sejam estabelecidos. 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 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. Por questões estruturais, a velocidade da aeronave está limitada a 20m/s. Portanto, a faixa de medição necessária 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. A JF-01 é projetada para cumprir 30º 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. O erro máximo admissível é de 50mA.

METODOLOGIA

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.

1. Processador

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. Por isso, adotou-se sua utilização neste trabalho.

O tamanho do passo de quantização δ é a resolução de um conversor AD. Variações no sinal analógico menores que o passo de quantização podem não causar alteração no valor digital convertido. O passo de quantização pode ser determinado em função da quantidade de bits n da conversão AD e a margem de entrada $V_{\text{máx}}$ do conversor, como mostra a Equação (1).

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

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

2. Velocidade em Relação ao Ar

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).

Para a medição da pressão diferencial $p_t - p_e$, foram analisados sensores existentes no mercado. 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.

Com o tamanho do passo de quantização δ , é possível determinar o valor da conversão AD correspondente à medida de velocidade do ar. Devido à relação quadrática entre a pressão diferencial e a velocidade do ar, sabe-se 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 1, 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.

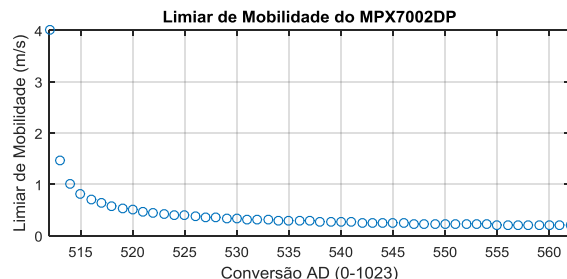


Figura 1: Limiar de mobilidade do MPX7002DP para conversão AD de 10 bits.

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, para a velocidade verdadeira de 8m/s, o sistema pode apresentar erro de medição em até 7m/s devido às características construtivas do sensor.

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. 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 testá-lo, analisando sua resposta frente à repetitividade e à veracidade das medições em uma bancada de testes.

Foram realizados ensaios¹ para medição da velocidade do ar utilizando o sensor de pressão diferencial MPX7002DP e um instrumento para medição da velocidade de referência (um tubo de Pitot ligado a um manômetro de pressão diferencial por deslocamento de um fluido). Os dois tubos de Pitot estão acoplados à saída de uma tubulação, em que a velocidade do ar em seu interior pode ser controlada.

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 2. Nota-se que não foram realizadas 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.

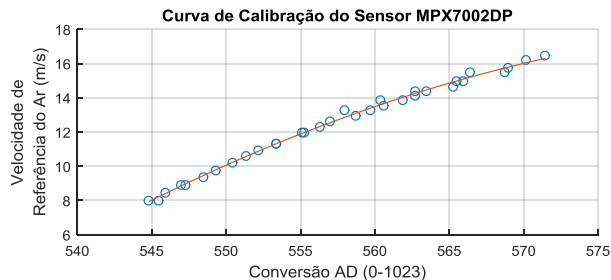


Figura 2: Curva de calibração do sensor de pressão diferencial MPX7002DP.

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

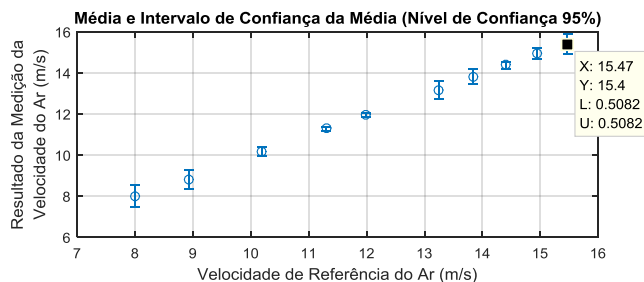


Figura 3: Curva de calibração do sensor de pressão diferencial MPX7002DP.

Como pode ser visto na Figura 3, 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.

¹ Ensaios realizados no Laboratório de Aplicações em Energia e Fenômenos de Transporte (LAEFT) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS).

3. Orientação e Altitude

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. Procurou-se, no mercado, módulos que possuíssem os sensores das grandezas mencionadas. Foram encontrados três principais módulos: GY-80, GY-87 e GY-91.

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
Magnetômetro	HMC5883L	HMC5883L	AK8963
Barômetro	BMP085	BMP180	BMP280

Uma das vantagens do GY-87 e do GY-91 é que o acelerômetro e o giroscópio contém um processador interno, que estima a orientação do componente, dispensando esse cálculo do sistema de aquisição dos dados.

Os barômetros dos três módulos 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, optou-se pelo módulo GY-87.

Acelerômetros são sensíveis a vibrações e a forças externas; os giroscópios, por sua vez, são propícios a acumular erro durante a integração. Assim, faz-se necessário a fusão dos dados dos sensores. Para a determinação do ângulo de arfagem e rolagem, optou-se pela implementação do Filtro Complementar.

4. Corrente Elétrica

O ACS712-ELCTR-05B-T é um sensor de corrente elétrica por efeito Hall, não invasivo, 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.

Uma segunda opção é a utilização de um instrumento de medição que utiliza um resistor do tipo *shunt* como sensor. O CI INA219 condiciona a tensão elétrica medida de um resistor, 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 10µV, 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.

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.

5. Módulo de Rádio Frequência

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, 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. Escolheu-se, devido a disponibilidade do produto no mercado e a atribuição de faixas de frequências no Brasil (definida pelo órgão regulamentador ANATEL), utilizar os módulos cuja frequência de transmissão é 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.

6. Protocolos de Comunicação

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

A comunicação UART é serial e assíncrona. 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 serializada, 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 deve 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 dados na direção Mestre-Escravo e Escravo-Mestre, respectivamente. A comunicação SPI é utilizada para a gravação dos dados no cartão de memória. 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. 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 canal SDA é responsável por transmitir os dados no sentido Mestre-Escravo e vice-versa. 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 BMP180, o MPU6050 e o 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).

7. Firmware da Placa de Aquisição de Dados

O *firmware* possui uma sequência de rotinas implementada no microcontrolador de modo a executar todas as operações demandadas pela aplicação. A Tabela 2 apresenta o tempo de execução das principais rotinas a serem executadas.

Tabela 2: Tempo de execução das rotinas.

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

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.

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. 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. O período de amostragem utilizado para gravação no cartão de memória foi de 66ms, sendo que o cálculo de rolagem e arfagem era realizado a cada 33ms.

8. Instalação dos Componentes na Aeronave

Para a instalação do tubo de Pitot 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. Para isso, deve-se estar atento, principalmente, na distribuição de pressão em torno da asa. A Figura 4 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.

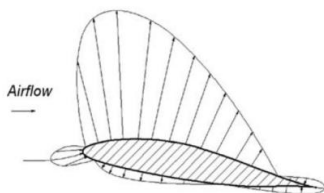


Figura 4: Representação da distribuição de pressão.
(Kundu, 2010)

Devido à distribuição de pressão em torno da asa, o tubo de Pitot estaria melhor posicionado abaixo da asa e à sua frente. Porém, pelo fato de que a aeronave JF-01 possui asa baixa, a 7cm do solo, preferiu-se posicioná-lo à frente do bordo de ataque, de modo a reduzir sua interação com o fluxo de ar próximo a asa e, também, evitar seu contato com o solo. Outro cuidado tomado foi de posicioná-lo o mais distante possível da raiz da asa para evitar a influência do motor no fluxo de ar, como pode ser visto na Figura 5.



Figura 5: Asa da aeronave JF-01 com o tubo de Pitot instalado.

RESULTADOS

A seguir, serão apresentadas as respostas obtidas em alguns voos realizados para teste da plataforma desenvolvida.

1. Velocidade em Relação ao Ar e Altitude em Relação ao Solo

A Figura 6 e a Figura 7 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, 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.

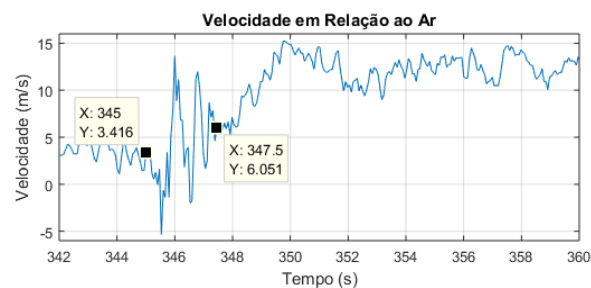


Figura 6: Velocidade em relação ao ar durante a decolagem.

Como pode ser visto na Figura 6, entre 345s e 347,5s, a resposta possui um comportamento oscilatório com alta amplitude. Isso pode ser explicado pela vibração da estrutura durante a corrida da aeronave na pista. Logo, supõe-se que, em 347,5s, o avião decola. Neste ponto, ocorre um leve aumento na altitude e na velocidade, o que pode ser relacionado com a eliminação do atrito entre o trem de pouso e o solo. Nesse momento, a velocidade indicada pelo instrumento é de 6m/s, aproximadamente. Apesar da faixa de trabalho do instrumento ser de 8 a 15,5m/s, destaca-se que devido à baixa carga carregada pela aeronave, analiticamente era esperado que a decolagem fosse ocorrer próximo a 6m/s.

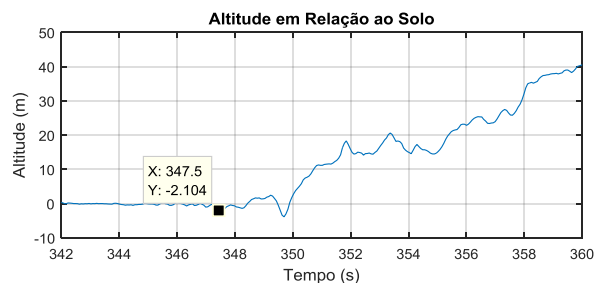


Figura 7: Altitude em relação ao solo durante a decolagem.

Através da Figura 7, verifica-se que o instrumento indica que a aeronave está a 2 metros abaixo do nível do solo no instante 347,5s. Neste ponto, o erro absoluto apresentado pelo instrumento ultrapassa, portanto, o limite de erro tolerado de 0,5m para este projeto. A partir deste instante, a altitude da aeronave sobe de maneira condizente com o voo. Contudo, a medição de altitude não está satisfatória quando comparada aos requisitos apresentados.

2. Rolamento e Arfagem

A Figura 8 e a Figura 9 apresentam os valores calculados para os ângulos de rolamento e arfagem, respectivamente, durante o procedimento de decolagem. Em 347,5s, destacado nos dois gráficos abaixo, ocorre a decolagem da aeronave.

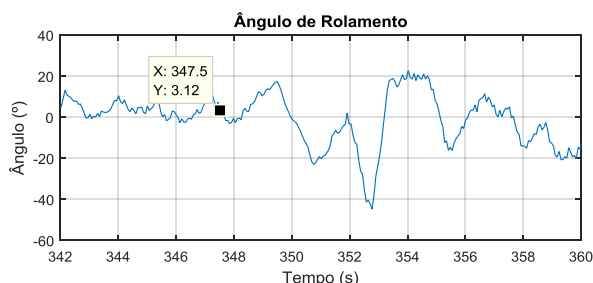


Figura 8: Ângulo de rolamento durante a decolagem.

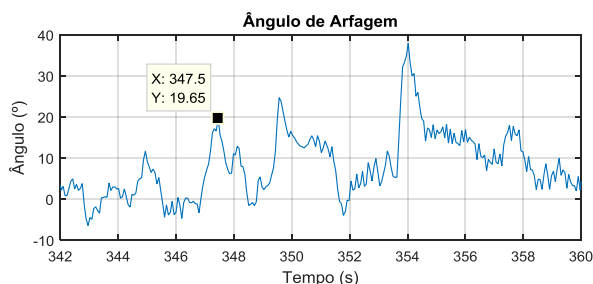


Figura 9: Ângulo de arfagem durante a decolagem.

Através da Figura 8, nota-se que a amplitude da resposta é maior a partir do ponto de decolagem, o que condiz com a aeronave em voo, devido às manobras e ação dos ventos, sem ser limitado pelo suporte do trem de pouso. Mesmo que a aeronave tenha sido projetada para uma rápida resposta de rolamento, este se tornou maior que o esperado, possivelmente devido à baixa carga utilizada no voo.

Na Figura 9, pode ser analisado o comportamento da aeronave em resposta aos comandos de profundor efetuados pelo piloto e a estabilização da arfagem; nota-se um aumento rápido e uma queda mais suave. Pode ser visto uma relação de 350s a 352s entre os gráficos, onde há uma leve queda na velocidade e um considerável aumento na altitude, sendo uma resposta esperada em uma manobra de arfagem para ganho de altitude.

Isto também pode ser notado a partir de 352s, onde a aeronave se mantém a um ângulo de arfagem positivo, ganhando altitude, mas em velocidade constante.

3. Corrente Elétrica

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 10. 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.

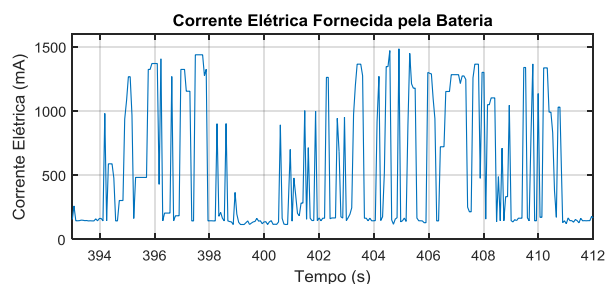


Figura 10: Corrente fornecida pela bateria durante o voo.

CONCLUSÕES ESPERADAS

A plataforma desenvolvida foi extremamente satisfatória em seu desempenho, não apresentando problema quanto à gravação ou à transmissão dos dados. A partir dos dados obtidos, é possível realizar uma análise qualitativa e quantitativa do comportamento da aeronave durante o voo. Contudo, notaram-se alguns cuidados que devem ser tomados para que as medições se tornem confiáveis.

Notou-se a forte influência da vibração do motor nos dados obtidos de velocidade e orientação da aeronave. A estrutura do avião (e, consequentemente, o tubo de Pitot, o sensor de pressão diferencial e o acelerômetro) 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 o sinal do sensor de pressão diferencial 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, 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.

Após a realização do teste de vibração, sugere-se que seja incluído um filtro analógico na resposta do sensor. 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.

De modo a tornar o dado de orientação da aeronave mais confiável e menos influenciado pela vibração da estrutura, propõe-se a utilização da biblioteca de código aberto de Rowberg (2017). Com ela, é possível coletar a orientação calculada pelo processador interno presente no MPU-6050.

Após a realização dos testes e implantação dos filtros, pode-se alterar a rotina da coleta de dados. Para cada sensor, propõe-se que um conjunto de medições seja realizado em cada iteração para o cálculo da média desse conjunto.

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 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.

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.

REFERÊNCIAS

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

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 Performance**. Lawrence: DARcorporation, 2003.

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.

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.

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

CONTATO

Túlio Dapper e Silva
Universidade Federal do Rio Grande do Sul
tuliodapper@gmail.com

Vinicius Cabreira
Universidade Federal do Rio Grande do Sul
vinicius.cabreira@outlook.com

Edison Pignaton de Freitas
Universidade Federal do Rio Grande do Sul
edison.pignaton@ufrgs.br