

**UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS**

Victor Hugo de Oliveira

**Desenvolvimento de dispositivo de coleta de dados em  
aeronaves de pequeno porte**

Trabalho de conclusão de curso

**Limeira – SP  
Novembro/2019**

**Victor Hugo de Oliveira**

**Desenvolvimento de dispositivo de coleta de dados em  
aeronaves de pequeno porte**

Trabalho de Conclusão de Curso  
apresentado à Faculdade de Tecnologia -  
Universidade Estadual de Campinas para  
a obtenção do título de Bacharel em  
Engenharia de Telecomunicações.

**Limeira - SP  
Novembro/2019**

## **AGRADECIMENTOS**

---

Longo foi o caminho percorrido para chegar até o momento da apresentação desse trabalho final. Vários os percalços durante esses longos sete anos, desde a primeira vez sentado em uma aula de Cálculo I até a vez em que levantei da carteira para entregar pela última vez uma prova da graduação (e que, inclusive, foi de uma matéria de uma das orientadoras desse trabalho). Vários foram os envolvidos para a concretização desse simples, porém, tão grandioso ato. Ireni, minha mãe; Antônio, meu pai; Júnior, meu irmão; Eleusa, minha madrastra. Pessoas a quem devo toda e qualquer conquista atingida e os crescimentos obtidos, sejam eles profissionais, pessoais ou espirituais. Obviamente há nomes em que não posso deixar de citar, como Thais Gava, pessoa que me auxiliou nos mais diversos momentos, fossem nos bons ou fossem nos ruins, tendo a paciência necessária que a muita gente falta. Sem ela, com toda a certeza, o caminho teria sido muito mais penoso.

Diversos são os nomes responsáveis por esse triunfo de forma que a lista ficaria exageradamente grande, portanto me resumo em agradecer da forma mais sincera a todos por todo o apoio recebido durante esse tempo.

Aos docentes, discentes, funcionários e entidades em que participei durante o curso (à AAAETA, em especial) que me cercaram durante a graduação, e principalmente a Universidade Estadual de Campinas, o meu mais profundo agradecimento por me ajudar a ser a pessoa que me tornei. O meu sincero Muito Obrigado.

## RESUMO

---

A aviação é uma área em contínua expansão. Devida à crescente globalização onde a forma de transporte tende a sempre ser mais rápida e confortável, aeronaves comerciais apresentam inovações no mercado em período de tempo cada vez mais curtos. Contudo, a aviação de pequeno porte não acompanhou esse mesmo ritmo de avanço tecnológico, visto que sua demanda não é tão exigida quanto o mercado comercial e executivo. Este trabalho desenvolve um dispositivo de segurança para aeronaves de pequeno porte fazendo uso da placa microcontroladora *Arduíno Uno* em conjunto com diversos outros sensores, tais como: sensor de temperatura, pressão e velocidade do ar, responsáveis principalmente pela medida de parâmetros atmosféricos que possibilitem o cálculo da sustentação do pequeno avião. O dispositivo é responsável por informar ao piloto qual a situação atual de voo em tempo real a partir de um display LCD na cabine de comando, principalmente a proximidade do estol que é uma das situações mais críticas em voo. Os resultados obtidos foram consistentes com os esperados com medições de parâmetros desejados, contudo com maior necessidade de aprofundamento.

Palavras-chave: Aeronaves, Estol, Microcontrolador, Segurança de voo, Sensores.

## ABSTRACT

---

Aviation is a continuous expansion area. Due the actual globalization that forces means of transport being always more comfortable and faster, commercial aircrafts at market shows technologies news in shorter periods of time. However, the small aviation didn't follow this technology growing like the other areas. This final paper make a search of developing a kind of security device for small aircrafts using the open-source microcontroller board *Arduino Uno* with some sensors measuring temperature, pressure and airspeed, all responsible for collecting atmosphere parameters allowing the aircraft's lift calculus. This device will be responsible to report the pilot what is the actual situation of the flight, showing the datas in a LCD display at cockpit, mainly when the aircraft is near from a stol pitch, being this situation one of more critical situations during a flight.

Keywords: Aircrafts, Stol, Flight safety, Microcontroller, Sensors.

## **EPÍGRAFE**

---

“As invenções são, sobretudo, o resultado de um trabalho teimoso”.  
Santos Dummont

## LISTA DE ABREVIATURAS

**A:** Área  
**AD/DA:** Analógico-Digital/Digital-Analógico  
**C<sub>s</sub>:** Coeficiente de Sustentação  
**FL:** *Flight Level* (Nível de voo)  
**F<sub>s</sub>:** Força de sustentação  
**ft:** Pé (unidade de medida)  
**g<sub>0</sub>:** Gravidade  
**h:** Altitude absoluta  
**hPa:** Hectopascal  
**ICAO:** *International Civil Aviation Organization* (Organização da Aviação Civil Internacional)  
**IMU:** *Inertial Measurement Unit* (Unidade de Medida Inercial)  
**ISA:** *ICAO Standard Atmosphere* (Atmosfera Padrão ICAO)  
**LCD:** *Liquid crystal display* (Display de Cristal Líquido)  
**LED:** *Light Emitting Diode* (Diodo Emissor de Luz)  
**MSL:** *Medium Level Sea* (Nível Médio do Mar)  
**p:** Pressão a ser medida  
**p<sub>0</sub>:** Pressão ao nível do mar  
**p<sub>e</sub>:** Pressão estática do tubo de pitot  
**p<sub>t</sub>:** Pressão total do tubo de pitot  
**PWM:** *Pulse Width Modulation* (Modulação de Largura de Pulso)  
**R:** Constante universal dos gases  
**SPI:** *Serial Peripheral Interface* (Interface Serial Periférica)  
**T<sub>0</sub>:** Temperatura do ar no limite inferior da troposfera  
**V<sub>0</sub>:** Velocidade do fluido  
**v:** velocidade da aeronave  
**x:** Valor da angulação medida pelo acelerômetro  
**y:** Valor do Coeficiente de Sustentação linearizado  
**α:** Ângulo de ataque  
**λ:** Gradiente térmico da troposfera  
**ρ:** Massa específica  
**ρ<sub>0</sub>:** Densidade do ar no limite inferior da troposfera

## LISTA DE FIGURAS

<b>Figura 1.</b> Ângulo de ataque, segundo Brunetti (2008) .....	10
<b>Figura 2.</b> Gráfico do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, segundo Brunetti (2008) .....	11
<b>Figura 3.</b> Placa Arduino Uno. [16] .....	13
<b>Figura 4.</b> Organização da placa Arduino Uno. [16] .....	13
<b>Figura 5.</b> Sensor BMP085. [6] .....	14
<b>Figura 6.</b> Diagrama esquemático de aplicação do sensor de pressão. [6] .....	15
<b>Figura 7.</b> Altitude x Pressão Barométrica. [6] .....	15
<b>Figura 8.</b> Diagrama esquemático do ADXL345. [7] .....	16
<b>Figura 9.</b> Pinagens do sensor LM35. [13] .....	17
<b>Figura 10.</b> Representação gráfica do sensor MPXV7002DP [16] .....	18
<b>Figura 11.</b> Perfil NACA 0012 [22] .....	21
<b>Figura 12.</b> Valor do Coeficiente de Sustentação em função do Ângulo de Ataque. [21] .....	22
<b>Figura 13.</b> Fluxo de processamento do dispositivo .....	22
<b>Figura 14.</b> Protótipo do circuito projetado .....	23
<b>Figura 15.</b> Indicação do LCD com valor de altitude em destaque .....	24
<b>Figura 16.</b> Serial monitor com valor de densidade em destaque .....	25
<b>Figura 17.</b> Serial monitor com valores das angulações em destaque .....	25

## LISTA DE TABELAS

<b>Tabela 1.</b> Materiais utilizados .....	12
<b>Tabela 2.</b> Especificações do sensor LM35 [5] .....	17
<b>Tabela 3.</b> Valores máximos e mínimos de operação do MPXV7002DP .....	18
<b>Tabela 4.</b> Sensores aplicados em cada parâmetro .....	19
<b>Tabela 5.</b> Tabela de custo do projeto .....	29

## Sumário

1.	INTRODUÇÃO .....	10
1.1.	OBJETIVOS GERAIS.....	11
1.2.	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	11
2.	MATERIAIS E MÉTODOS.....	12
2.1.	ARDUÍNO UNO.....	12
2.2.	UNIDADE DE MEDIÇÃO INERCIAL (GY-80).....	13
2.2.1.	BARÔMETRO (BMP085).....	13
2.2.2.	ACELERÔMETRO (ADXL) .....	15
2.3.	TERMÔMETRO (LM-35) .....	16
2.4.	SENSOR DE FLUXO DE AR (MPXV7002DP).....	17
2.5.	DISPLAY LCD.....	18
2.6.	TUBO DE PITOT.....	18
2.7.	VELOCIDADE.....	19
2.8.	ALTITUDE.....	20
2.9.	TEMPERATURA.....	20
2.10.	SUSTENTAÇÃO.....	20
3.	PROGRAMAÇÃO, TESTES E IMPLEMENTAÇÃO .....	23
4.	TESTES PRÁTICOS .....	24
4.1.	TEMPERATURA.....	24
4.2.	PRESSÃO E ALTITUDE .....	24
4.3.	DENSIDADE .....	25
4.4.	INCLINAÇÃO.....	25
4.5.	VELOCIDADE.....	26
5.	DIFICULDADES E LIMITAÇÕES DE PROJETO.....	27
5.1.	TAMANHO FÍSICO.....	27
5.2.	IMPLANTAÇÃO DA BÚSSOLA .....	27
5.3.	POSSÍVEL INTERFERÊNCIA ELETROMAGNÉTICA ENTRE OS DISPOSITIVOS.....	27
5.4.	CONSUMO ENERGÉTICO .....	27
5.5.	MEDIDA DE VELOCIDADE.....	27
5.6.	FIXAÇÃO NA AERONAVE.....	28
6.	APLICABILIDADE E VIABILIDADE DO DISPOSITIVO .....	29
7.	CONCLUSÕES .....	30
7.1.	TRABALHOS FUTUROS.....	30

# 1. Introdução

A aviação é um dos ramos que mais evoluiu no pós-guerra e continua em expansão em todo o mundo, possibilitando novas formas de mercado logístico e novas noções sobre distância e tempo. Porém, a evolução da aviação de pequeno porte não acompanhou o mesmo ritmo de desenvolvimento que as aeronaves de grande porte, apresentando uma defasagem tecnológica em alguns dos setores, como automatização de sistemas de voo, eficiência mecânica, dentre outros. Assim, a probabilidade de incidentes nessa categoria de aeronave aumenta consideravelmente.

Segundo Çengel e Simbala, o voo de uma aeronave é baseado na sustentação, definida como a soma das componentes das forças resultantes da diferença de pressão na parede de um corpo que se desloca através de um fluido em movimento, na direção normal ao escoamento. Estas componentes também agem na direção do escoamento, no qual a resultante é chamada de arrasto. As asas dos aviões são projetadas e dimensionadas para a geração de sustentação com um mínimo de arrasto, o que é feito mantendo-se um ângulo de ataque durante o voo de cruzeiro. Assim, tanto o arrasto quanto a sustentação são dependentes do ângulo de ataque, e da forma da superfície [1].

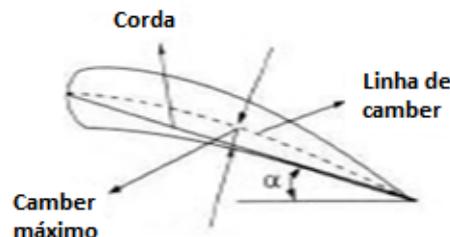
Porém, quando um fluido é forçado a escoar com velocidades muito altas sobre uma superfície curva, a corrente de fluido se separa da superfície do corpo. A separação do escoamento na superfície superior da asa de uma aeronave reduz a sustentação drasticamente e pode fazer o avião entrar em estol, ou seja, causar o descolamento da camada de ar sobre a ar causando a perda de sustentação, sendo que esse efeito tem sido o responsável por muitos acidentes aeronáuticos. A sustentação pode ser calculada como mostrada na Equação 1 [3] [2]:

$$F_s = \frac{1}{2} C_s \rho A v_0^2 \quad (1)$$

sendo  $F_s$  a força de sustentação (N),  $C_s$  o coeficiente de sustentação (valor adimensional),  $\rho$  a massa específica do fluido ( $\text{kg/m}^3$ ),  $v_0$  é a velocidade a montante do fluido, ou a velocidade do corpo considerando o fluido em repouso (m/s) e  $A$  a área de referência ( $\text{m}^2$ ) [3].

Para Brunetti, em um aerofólio, a corda é uma linha que liga o bordo de ataque à borda de fuga; a linha média é chamada *camber* e o ângulo formado entre a corda e o escoamento é chamado ângulo de ataque, como se mostra na Figura 1. Em baixas velocidades, o *camber* deve ser maior para que uma maior sustentação seja obtida. Como o coeficiente de sustentação ( $C_s$ ) é função principalmente do ângulo de ataque, ele pode ser obtido experimentalmente [2].

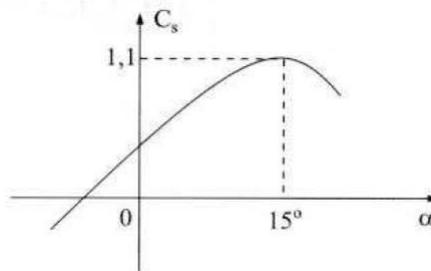
Figura 1. Ângulo de ataque [2].



Na Figura 2 é possível observar a variação do coeficiente de segurança em função

do ângulo de ataque, segundo Brunetti. A partir de  $15^\circ$ , sendo esse o momento da sustentação máxima, ocorre o descolamento da camada limite, aumentando, dessa forma, o arrasto e causando uma diminuição brusca na sustentação, originando o estol [2].

**Figura 2.** Gráfico do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque [2].



De modo geral, a aviação ainda é uma área que necessita de estudos e pesquisa. Segundo Santana, as aeronaves comerciais e executivas tiveram uma expressiva evolução nas últimas décadas, tanto em segurança como em desempenho, porém, as aeronaves leves não tiveram a mesma evolução nestes quesitos. Um dos motivos deste distanciamento entre os tipos de aeronaves é o avanço em técnicas de controle de aeronaves, que foi custeada pelas grandes fabricantes e quase inexistente para as aeronaves leves [4].

### 1.1. Objetivos gerais

Desenvolver um sistema capaz de integrar dispositivos para captação de parâmetros atmosféricos durante o voo analisando em tempo real a segurança da aeronave, preservando a vida dos pilotos e o bem material.

### 1.2. Objetivos específicos

Realizar a leitura em tempo real da temperatura, pressão atmosférica e velocidade, calculando a densidade, altitude e sustentação da aeronave, disponibilizando os dados através de um LCD na cabine para o piloto.

## 2. Materiais e Métodos

Os materiais principais utilizados durante o desenvolvimento do trabalho foram os sensores aplicados no circuito. Os principais materiais são listados conforme a Tabela 1, seguido de uma breve descrição dos itens e suas funcionalidades.

**Tabela 1.** Materiais utilizados.

Nome		Quantidade	Categoria	Função principal
Arduíno IDE		-	Software	Ambiente de desenvolvimento de código
Arduíno Uno		1	Placa processadora	Processamento de informações
GY-80	BMP085	1	Placa sensora	Barômetro, magnetômetro e acelerômetro
	HMC5883L			
	ADXL345			
LM-35		1	Sensor	Termômetro
MPXV7002DP		1	Sensor	Sensor de airflow
Led vermelho		1	Periférico	Aviso luminoso
Display LCD		1	Periférico	Expor informações
Tubo de Pitot		1	Dispositivo	Captação de pressões dinâmica e estática

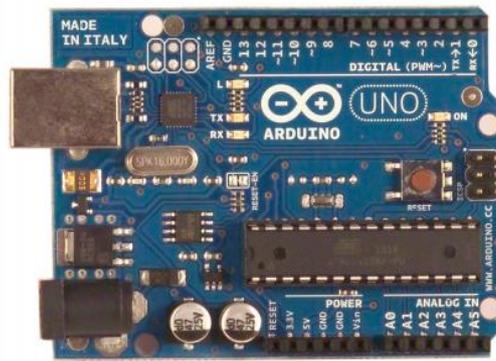
### 2.1. Arduíno Uno

O Arduíno Uno, plataforma de prototipagem eletrônica open-source, é uma placa microcontroladora baseada no ATmega328, possuindo 14 inputs/outputs digitais onde 6 saídas podem ser operadas como PWM, e 6 saídas analógicas. Possui um cristal que fornece uma oscilação de 16 MHz, possuindo entrada USB, além de um conversor AD/DA.

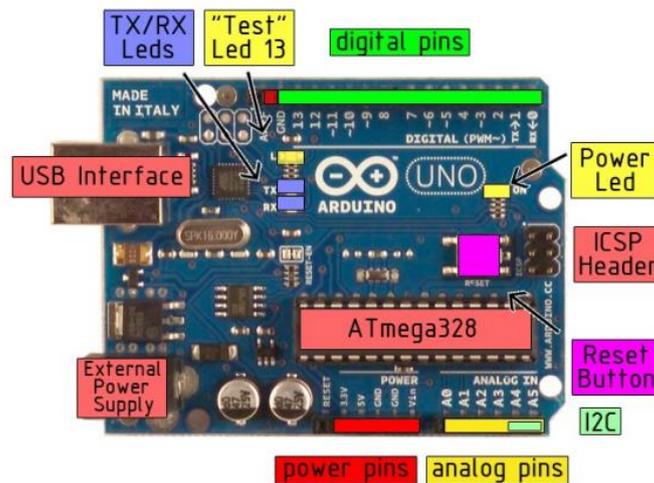
É uma plataforma de código aberto com linguagem de programação baseada na Wiring, com um ambiente de desenvolvimento baseado em Processing. Eles podem ser autônomos ou podem se comunicar com computadores para a realização de tarefas, aplicando softwares específicos.

A placa é mostrada na Figura 3, seguido de uma imagem mostrando o posicionamento dos elementos presentes na placa (Figura 4).

**Figura 3.** Placa Arduino Uno [5].



**Figura 4.** Arquitetura da placa Arduino Uno [5].



Sua tensão de operação é de 5 V, tendo um range de tensão de entrada recomendado entre 7 – 12V, sendo os limites de 6 a 20V. Ou seja, valores mais que suficiente para operação de todos os sensores operando simultaneamente.

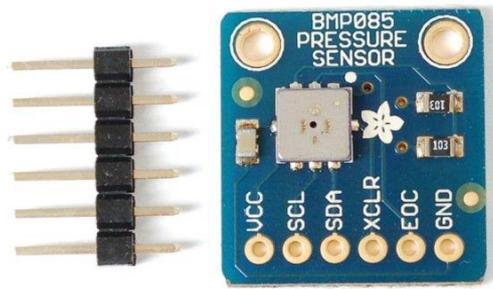
## 2.2. Unidade de Medição Inercial (GY-80)

O GY-80 se trata de uma placa sensora, um IMU (*Inertial Measurement Unit*) integrando quatro sensores, sendo eles o acelerômetro, um barômetro, magnetômetro e giroscópio.

### 2.2.1. Barômetro (BMP085)

O BMP085 é um sensor de pressão de fabricação da BOSCH, com um intervalo de pressões de trabalho de 300 hPa até 1100 hPa, equivalente a 9000 m até 500 m abaixo do nível do mar. Apresenta medição de temperatura interna, além de uma calibração precisa e interface I<sup>2</sup>C, com uma taxa máxima de transferência de 3,4 MHz. Pode ser aplicado em aprimoramentos de sistemas de navegação GPS, para indicação de velocidade vertical, além de questões meteorológicas [6]. A Figura 5 mostra o sensor a ser discutido:

**Figura 5.** Sensor BMP085 [6].



O sensor é capaz de operar entre  $-40^{\circ}\text{C}$  e  $85^{\circ}\text{C}$ , ou seja, dentro do intervalo a qual o projeto estará submetido. A tensão média de trabalho é de  $2,5\text{V}$ , variando entre  $1,8\text{V}$  e  $3,6\text{V}$ , e quando em operação padrão trabalha com  $5\ \mu\text{A}$ , podendo chegar a  $12\ \mu\text{A}$  caso apresente um maior nível de precisão. [6]

Esse sensor foi desenvolvido para ser conectado diretamente ao microcontrolador via comunicação I<sup>2</sup>C. Os dados de pressão e temperatura precisam ser compensados pelos dados de calibração da E<sup>2</sup>PROM do BMP085. Quanto a sua estrutura, ele consiste em um sensor piezo-resistivo, um conversor analógico-digital e uma unidade de controle com E<sup>2</sup>PROM e uma interface I<sup>2</sup>C. Os valores de pressão entregue pelo sensor são descompensados. Dessa forma, os 176 bits de calibração individual presentes na biblioteca da E<sup>2</sup>PROM são usadas para a calibração. [6]

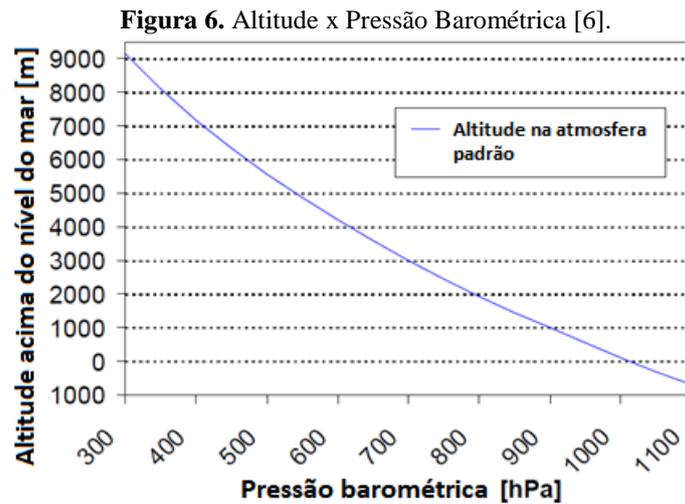
O microcontrolador envia uma sequência inicial para dar início as medições de temperatura e pressão, no qual depois de convertidos, os valores de pressão e temperatura, respectivamente, podem ser lidos via interface I<sup>2</sup>C. Para os cálculos da temperatura em graus Celsius e a pressão em hectopascal (hPa), é necessário o uso de dados de calibração presentes no sensor. Através de uma tabela especificada no *datasheet* do sensor, são apresentados os métodos de medição, mostrando em valores os parâmetros referentes a amostras por segundo, tempo de medições e afins. [6]

Ainda na documentação do BMP085, a expressão para o cálculo da altitude absoluta, considerando a pressão ao nível do mar  $p_0 = 1013,25\ \text{hPa}$ , sendo esse valor adotado pela ICAO para a atmosfera padrão da aviação (Equação 2) é [6]:

$$h = 44330 \left( 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5,255}} \right) \quad (2)$$

sendo  $h$  a altitude absoluta em metros,  $p$  a pressão medida em hectopascal (sendo 1 hPa igual a 0,001 Bar ou aproximadamente 0,001 atm) e  $p_0$  a pressão ao nível do mar também em hectopascal.

A partir da Equação 2, é possível obter o gráfico da altitude absoluta em função da pressão barométrica, como mostra-se na Figura 6.



No geral, os dados apresentados sobre o BMP085 são os de interesse principal para a aplicação no projeto. Não foi de interesse do projeto focar em partes específicas quanto a *hardware* e *software* dos sensores, mas sim no que é necessário para sua aplicação, otimização, praticidade e funcionamento do projeto.

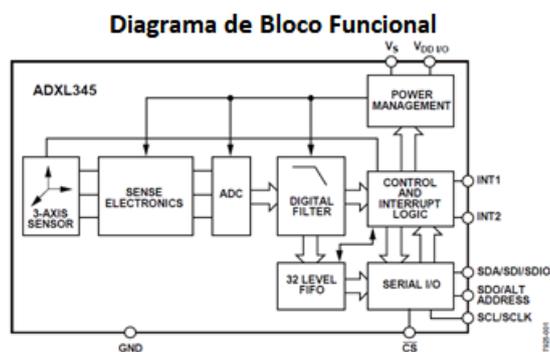
### 2.2.2. Acelerômetro (ADXL)

O ADXL345 é um dispositivo acelerômetro que requer uma baixa tensão de funcionamento, operando com baixas correntes e ajustes automáticos de energia. Trabalha com um intervalo de voltagem de 2 a 3,6 V, possuindo detecção de queda livre e uma faixa de operação entre  $-40^{\circ}\text{C}$  e  $85^{\circ}\text{C}$ , ou seja, dentro dos parâmetros operacionais do projeto. Nas Figuras 7 e 8 mostram-se o sensor e seu diagrama funcional retirado de sua documentação.

**Figura 7.** Sensor ADXL345 [7].



**Figura 8.** Diagrama esquemático do ADXL345 [7].



O ADXL345 é um dispositivo acelerômetro em três eixos em alta definição, possuindo saída digital com comunicação SPI (*Serial Peripheral Interface*) ou interface I<sup>2</sup>C. O dispositivo é capaz de medir a aceleração estática da gravidade em aplicações que requerem a detecção de inclinação, sendo exatamente essa a parte no qual será aplicada no projeto. Sua resolução permite uma medição precisa na casa de 1° [7].

Possui uma faixa de medição de  $\pm 2g$ ,  $\pm 4g$ ,  $\pm 8g$  ou  $\pm 16g$ , englobando valores mais que suficientes para o projeto, tendo em vista que as aeronaves onde serão aplicadas o dispositivo não suportam esforços maiores que 4g em sua maioria. Ele mede a aceleração dinâmica do sensor resultante de sua movimentação, o que permite sua aplicação como sensor de inclinação. A sua estrutura física permite que tais esforços sejam suportados sem causar danos à placa [7].

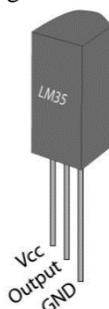
Considerando os tipos de comunicação que o dispositivo fornece (I<sup>2</sup>C e SPI), a escolha de comunicação foi SPI, tendo em vista que o sensor BMP085 já tem seu funcionamento com a interface I<sup>2</sup>C, impossibilitando que outro periférico trabalhe com a mesma comunicação.

### 2.3. Termômetro (LM-35)

O LM35 é um sensor de temperatura de baixo custo e alta precisão, fabricado pela Texas Instruments. Como características gerais, apresenta calibração da temperatura já em graus Celsius, com uma garantia de precisão de 0,5°C em uma temperatura de 25°C, podendo variar de 0,25°C a 0,75°C. Seu intervalo total de medição abrange desde -55°C até 150°C, de baixo custo e adequado para aplicações remotas. Opera entre 4V a 30V e apresenta uma baixa impedância de saída [5].

O sensor usa uma fonte única de energia, podendo ser positiva ou negativa. Como trabalha com uma corrente pequena (em torno de 60  $\mu A$ ), seu aquecimento por efeito Joule pode ser facilmente desprezado [5]. A Figura 9 mostra uma ilustração do sensor com suas pinagens, deixando claro o porquê de ser um sensor de fonte única.

**Figura 9.** Pinagens do sensor LM35 [8].



Na Tabela 2 retirada do *datasheet* do sensor, mostram-se as condições recomendadas de operação do sensor.

**Tabela 2.** Especificações do sensor LM35 [8].

		MÍNIMO	MÁXIMO	UNIDADE
Especificação de Operação da Temperatura: $T_{mín} - T_{máx}$	LM35, LM35A	-55	150	°C
	LM35C, LM35CA	-40	110	
	LM35D	0	100	
Tensão de operação (+V <sub>S</sub> )		4	30	V

Nota-se que o intervalo recomendado de operação do dispositivo é entre -55°C e 150°C. Considerando que o sensor será utilizado em condições ambiente, a temperatura não será superior ao limite recomendado. Tomando como base a atmosfera padrão conhecida como ISA (ICAO *Standard Atmosphere*), no qual define que características a serem consideradas para efeitos de testes, cálculos e afins, ela estabelece a temperatura ao nível do mar como 15°C, ar seco, pressão ao nível do mar de 1013,3 hPa (ou 760 mmHg), gradiente de temperatura de 2°C a menos a cada 1000 pés (ou 0,65°C/100 m) e gradiente de pressão 1 hPa/30 ft.

Considera-se ainda que a aeronave estará voando em regras visuais. Dessa forma, estará obrigatoriamente voando, no máximo, no nível de voo FL140, ou seja, 14000 pés (4270 m, aproximadamente) considerando a atmosfera padrão. Dessa forma, ele apresentaria uma queda de 28°C, apresentando uma temperatura de -13°C. Conclui-se, portanto, que a faixa de operação do dispositivo será respeitada mesmo considerando o maior nível de voo permitido para as regras de voo visuais.

Ademais, isso confere um funcionamento linear para o sensor quanto a suas características elétricas, uma vez que os intervalos não-lineares fogem dos estados de operações a qual o dispositivo estará sujeito.

#### 2.4. Sensor de fluxo de ar (MPXV7002DP)

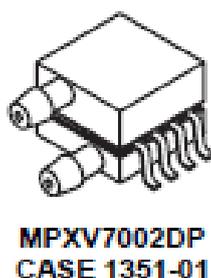
O MPXV7002 é um sensor projetado para diversas aplicações podendo ser utilizado em microcontroladores e microprocessadores com entradas A/D. O sensor utiliza técnicas avançadas que possibilitam uma maior precisão de leitura dos valores de pressão. Suas aplicações típicas são em sistemas respiratórios, camas hospitalares e sistemas de controle. A Tabela 3 retirada do *datasheet* do dispositivo indica informações referente a valores máximos e mínimos para a operação do sensor:

**Tabela 3.** Valores máximos e mínimos de operação do MPXV7002DP.

<b>Classificação</b>	<b>Símbolo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Pressão Máxima (P1 > P2)	Pmax	75	kPa
Temperatura de armazenamento	Tstg	-30 to +100	°C
Temperatura de operação	TA	10 to +60	°C

Na documentação do dispositivo encontram-se outras informações relevantes à aplicação do sensor do projeto. Para sua aplicação, os valores em que estará sujeito durante sua operação se encontra nos intervalos indicados obedecendo às recomendações do *datasheet* tanto as suas limitações quanto as características operacionais. A imagem da Figura 10 retirada da documentação ilustra o sensor:

**Figura 10.** Representação gráfica do sensor MPXV7002DP [9].



## 2.5. Display LCD

O LCD a ser aplicado no projeto possui é do tamanho 20 x 4, ou seja, 4 linhas por 20 colunas. Com esse dispositivo é possível a visualização de informações como a direção em graus da aeronave, sua sustentação, a temperatura do ar, altitude aproximada e a pressão, todas informações coletadas pelos sensores do dispositivo.

Informações referentes a características de operação do *display* foram observados em seu *datasheet*, de forma que todos os parâmetros para funcionamento são respeitados.

## 2.6. Tubo de Pitot

O Tubo de Pitot é um dispositivo usado para medir pressão diferencial. Ou seja, ele faz a medição da chamada Pressão de Impacto (ou Pressão Total) a partir de sua tomada em sua extremidade frontal e da Pressão Estática, a partir de uma tomada em posição perpendicular ao fluxo de ar.

Assim, a partir da diferença da Pressão Total e da Pressão Estática é obtida a Pressão Dinâmica, possibilitando assim, a determinação da velocidade do fluido. A medição dessas pressões é responsabilidade do sensor MPXV7002DP, que é ligada ao Tubo a partir de pequenas mangueiras de borracha.

Os sensores apresentados serão responsáveis pela leitura dos parâmetros, e pelo envio das mesmas para a placa processadora (no caso, o Arduíno Uno), fará o

processamento das informações e as apresentará aos pilotos por meio de um display LCD, localizado na cabine de comando. As informações apresentadas no display serão: a velocidade da aeronave, sua altitude, temperatura externa e o valor da sustentação em Newtons no momento. Na Tabela 4 mostra-se as informações apresentadas e os sensores envolvidos para sua medição.

**Tabela 4.** Sensores aplicados em cada parâmetro.

	LM-35	BMP085	ADXL345	MPXV7002DP
Velocidade				X
Altitude		X		
Temperatura	X			
Sustentação	X	X	X	X

Assim, é possível fazer uma análise de cada parâmetro, de forma a facilitar como cada informação será obtida separadamente, facilitando o entendimento do sistema como um único bloco.

## 2.7. Velocidade

Com as pressões obtidas pelo Tubo de Pitot e lidas pelo sensor MPXV7002DP, a velocidade será calculada a partir da relação entre as pressões estática e dinâmica. A partir da relação em que a pressão total é a soma da pressão estática com a pressão dinâmica e que a pressão dinâmica é o valor da metade da densidade do fluido multiplicada pela velocidade do fluido ao quadrado, a velocidade pode ser calculada pela Equação 3 [10].

$$v = \sqrt{\frac{2(p_t - p_e)}{\rho}} \quad (3)$$

Sendo,

- $v$ : velocidade da aeronave (m/s);
- $p_t$ : pressão total obtida pelo Tubo de Pitot (pressão total (hPa) é a soma da pressão estática com a pressão dinâmica);
- $p_e$ : pressão estática obtida pelo Tubo de Pitot (hPa);
- $\rho$ : massa específica calculada a partir da Equação 4 (kg/m<sup>3</sup>).

## 2.8. Altitude

A partir da variação da pressão atmosférica, o sensor BMP085 será responsável pela indicação da altitude da aeronave em pés (para efeito de cálculos, será utilizada em metros), no qual se tornará também um sistema redundante da aeronave em conjunto com o altímetro, além de ser uma informação usada para o cálculo da densidade do ar.

## 2.9. Temperatura

A temperatura é obtida diretamente a partir do sensor LM-35, sendo medida em graus Celsius e feitas as devidas conversões para outras unidades, se necessário.

Para efeito de visualização no *display*, a temperatura será dada em graus Celsius. Porém, para o cálculo da densidade, será utilizada em Kelvin.

## 2.10. Sustentação

Para a obtenção da sustentação, outros parâmetros serão utilizados, conforme Equação 1.

Dois dos valores da fórmula serão constantes, sendo o fator 0,5 e o valor da área da asa da aeronave em questão. Quanto ao valor da velocidade, será o usado o obtido também pelo sensor MPXV7002DP.

Para o valor da massa específica  $\rho$ , o valor a ser obtido será resultado do cálculo baseado na sua variação dentro da troposfera, sendo a camada mais baixa da atmosfera, expresso pela Equação 4.

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{\lambda h}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{\lambda R} - 1} \quad (4)$$

Os parâmetros da Equação 4 são:

- $\rho$ : valor da massa específica a ser determinado ( $\text{kg}/\text{m}^3$ );
- $\rho_0$ : valor da densidade do ar no limite inferior da troposfera,  $\rho_0 = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ ;
- $\lambda$ : gradiente térmico da troposfera, igual a  $-6,5 \cdot 10^{-3} \text{K}/\text{m}$ ;
- $h$ : altitude em que se deseja obter o valor de densidade, sendo medido a partir do MSL (*Medium Level Sea*, ou Nível Médio do Mar);
- $T_0$ : temperatura do ar no limite inferior da troposfera, igual a 288 K;
- $g_0$ : gravidade, igual a  $9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$ ;
- $R$ : constante universal dos gases, igual a  $287,54 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2 \cdot \text{K}}$ .

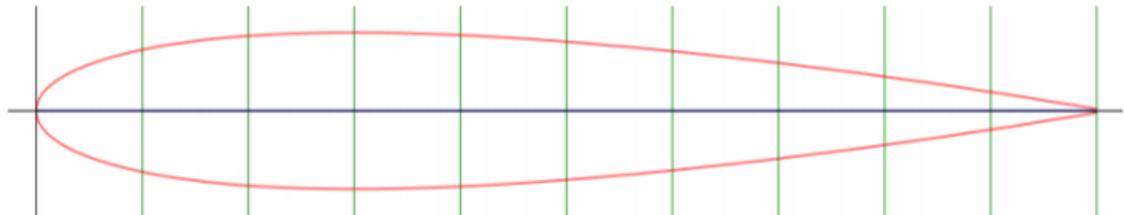
Assim, a massa específica pode ser calculada em função de  $h$ , a partir da Equação 5.

$$\rho(h) = 1,288 \left(1 - \frac{0,0065h}{288}\right)^{4,2434} \quad (5)$$

O valor de  $h$  será lido pelo BMP085, dado em metros.

Já para o valor do coeficiente de sustentação  $C_s$ , há uma situação ímpar. Sendo um valor obtido exclusivamente por métodos experimentais tendo diversas variáveis sobre determinadas situações (variando conforme diferentes Números de Reynolds, por exemplo), será necessário adotar uma aproximação razoável de forma que o funcionamento do dispositivo não seja comprometido. Assim, tomando como referência o perfil de asa NACA 0012, perfil de asa amplamente usado em aeronaves e considerada como uma boa aproximação. O perfil NACA 0012 apresenta a forma:

**Figura 11.** Perfil NACA 0012 [11].



A metodologia aplicada ao caso foi:

- Foi definida uma reta linear objetivando aproximar o valor do coeficiente de sustentação em função da angulação da aeronave. A reta, a partir de análises de perfis de gráficos do NACA 0012 foi aproximada por:

$$y = 0,1x \quad (6)$$

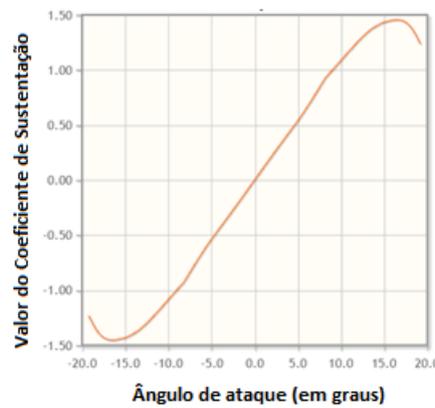
sendo  $y$  o valor do Coeficiente de Sustentação linearizado e  $x$  o valor angulação medida pelo acelerômetro.

- Através do acelerômetro, será monitorada a angulação da aeronave de forma a acompanhar a progressão de seu ângulo de ataque. Assim, o valor da sustentação tenderá a variar conforme essa angulação do avião muda;
- Ultrapassado o valor limite de angulação estabelecido por  $15^\circ$ , mensagens de alerta são mostradas no *display* em conjunto com o LED vermelho alertando sobre a atitude de perigo da aeronave. Voltando para angulações menores que o limite, o cálculo do valor da sustentação é novamente exibido.

Para isso, foi utilizado o simulado da referência [12] considerando um número de Reynolds de 1.000.000 e uma razão máxima do coeficiente de sustentação pelo coeficiente de arrasto em  $8,5^\circ$ . Tendo em vista que em estudos em volta do escoamento sobre asas de aeronaves o fluxo adquire característica turbulenta para números de Reynolds da ordem de  $1 \times 10^7$  [10], o valor considerado possui característica laminar, que é a situação predominante durante o voo.

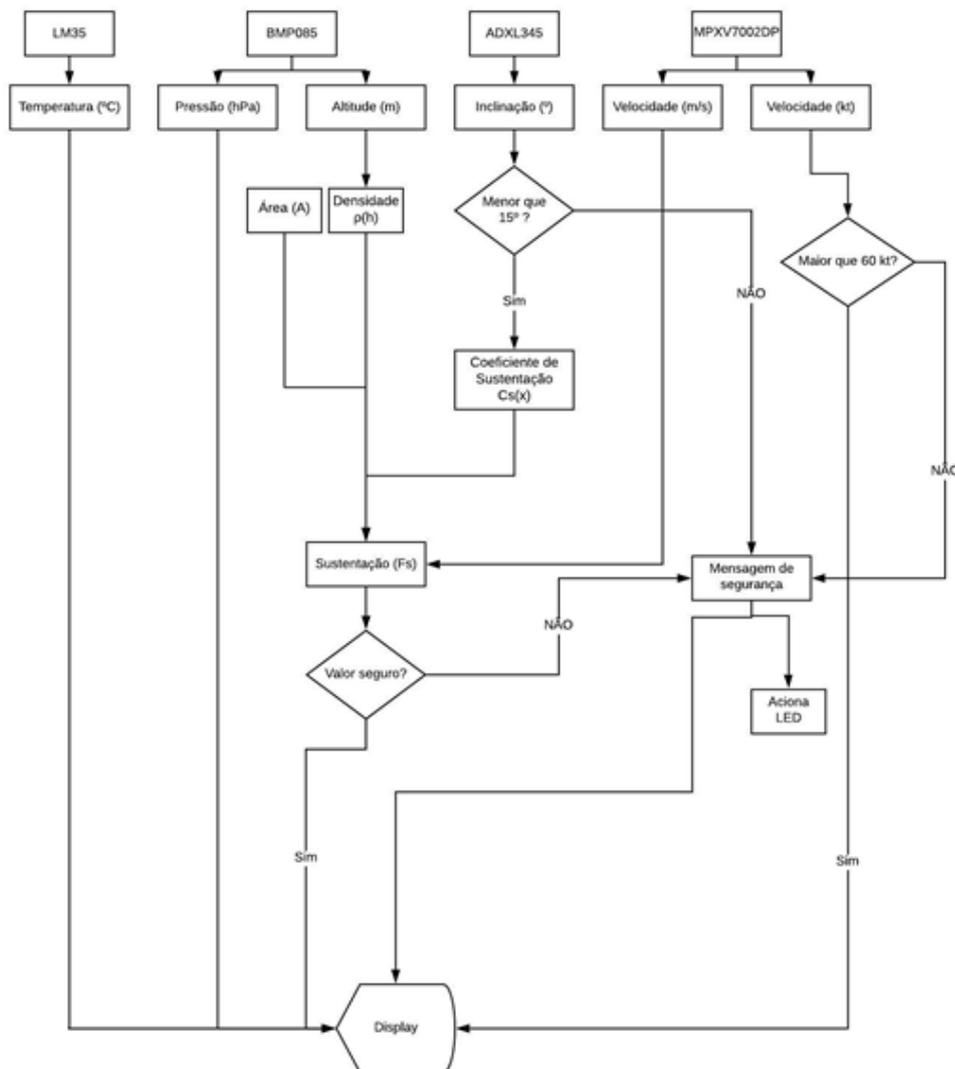
O gráfico de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque obtido nessas condições é:

**Figura 12.** Valor do Coeficiente de Sustentação em função do Ângulo de Ataque [12].



No geral, o funcionamento do sistema é dado pelo fluxo apresentado na Figura 13.

**Figura 13.** Fluxo de processamento do dispositivo.



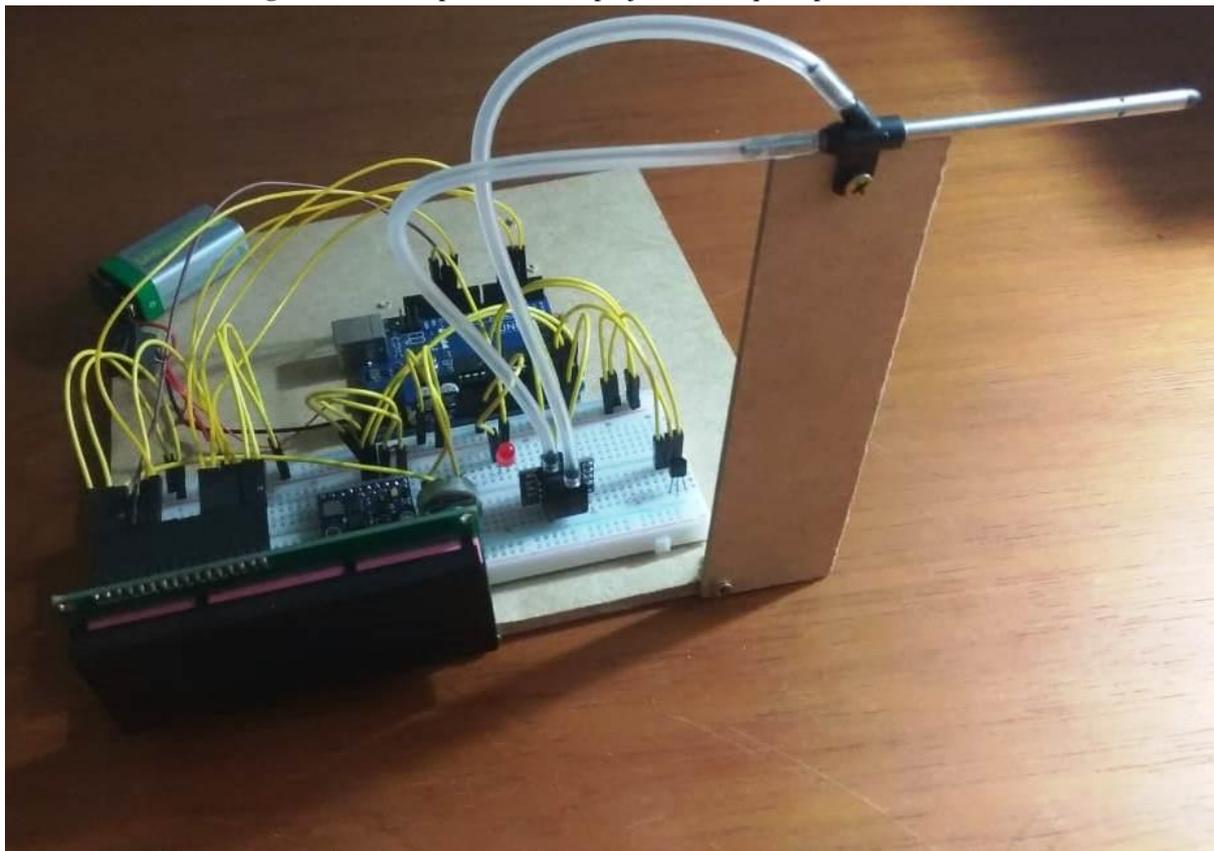
Assim, definidas as regras de funcionamento do sistema, foi iniciada a etapa de desenvolvimento do circuito a ser implementado.

### 3. Programação, testes e implementação

Para o desenvolvimento do código fonte do projeto, foi adotada a estratégia de programação por blocos, ou seja, os códigos foram separados por sensores. Dessa forma, os códigos foram inicialmente tratados de forma individual, o que possibilitou o teste isolado dos sensores validando suas funcionalidades para o projeto. Após as compilações e suas funcionalidades acontecerem conforme esperado, foi realizada a junção dos códigos. O código unificado final foi compilado com sucesso e observada a capacidade de processamento da placa.

O protótipo do circuito é mostrado na Figura 14.

**Figura 14.** Protótipo do circuito projetado. [Arquivo pessoal/2019]



## 4. Testes práticos

Inicialmente, esperava-se a possibilidade do teste do protótipo em um voo real, acoplando o circuito em uma aeronave compatível com as proporções do projeto e observando o comportamento do protótipo em condições reais de voo. Contudo, houve uma inviabilidade do teste em voo, sendo necessário adaptá-lo para condições simuladas.

Os testes foram realizados da seguinte forma:

### 4.1. Temperatura

Dentre os testes, o de temperatura é o que apresenta menor nível de dificuldade. Para sua validação, o sensor foi exposto em situações com diferentes temperaturas, como a proximidade de uma fonte de calor (isqueiro) ou a presença em ambiente aberto. Visto as alterações esperadas nos resultados, o dispositivo foi assumido como funcional.

### 4.2. Pressão e altitude

Para o teste de pressão e altitude, foi tomado como referência a altitude da cidade de Limeira, estado de São Paulo, em relação ao nível do mar. Dessa forma, desconsiderando alturas como mesa, andar do prédio ou afins, a leitura do dispositivo foi de 1955 ft (Figura 15), correspondente a 595,9 metros. Assim, se mostra um resultado coerente visto a altitude de 588 metros de Limeira em relação ao nível do mar.

**Figura 15.** Indicação do LCD com valor de altitude em destaque. [Arquivo pessoal/2019]

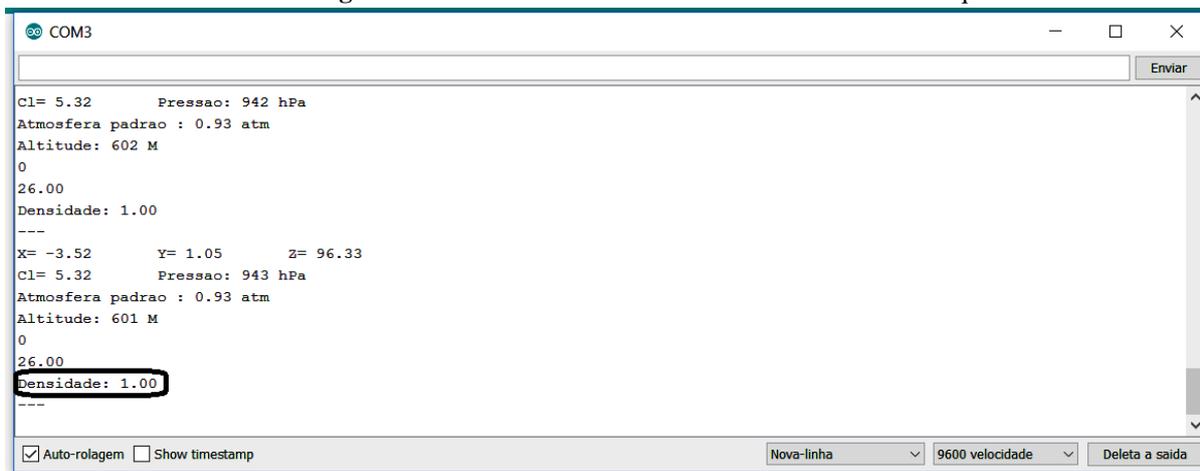


Como a altitude é uma função da pressão lida pelo barômetro, valida-se também a leitura correta da pressão pelo sensor.

### 4.3. Densidade

O valor da densidade no projeto é calculado pela função apresentada pela Equação 3. Assim, ele usa os próprios valores de altitude lidos por outro sensor. A partir da leitura do serial, é possível ver que a densidade possui valor de resposta de 1 kg/m<sup>3</sup> (Figura 16), apresentando uma diferença de 0,225 kg/m<sup>3</sup> com o valor padrão (1,225 kg/m<sup>3</sup>), considerando o valor padrão ao nível do mar e o valor calculado a aproximadamente 588 metros acima do mar.

Figura 16. Serial monitor com valor de densidade em destaque.

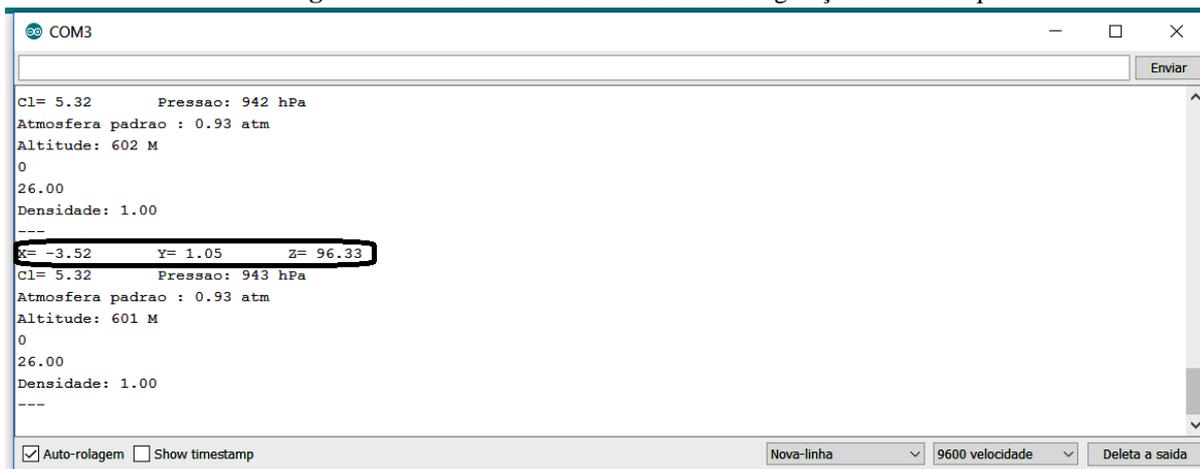


### 4.4. Inclinação

O teste para validação do acelerômetro foi realizado também de forma simples, no qual bastou inclinar a placa onde o circuito foi alocado. A partir do leitor serial, foi possível a observação da variação de angulação de forma precisa, conforme mostra a Figura 17.

Por se tratar de uma das regras do projeto para aviso de risco de estol, foi observado que o aviso se dava a partir do valor estabelecido em código, validando assim seu funcionamento.

Figura 17. Serial monitor com valores das angulações em destaque.



Na imagem é possível observar os valores dos eixos X, Y e Z. Para o projeto, o valor de interesse é o apresentado no eixo Y, todos dados em graus.

#### 4.5. Velocidade

Para o teste de velocidade foi feito com um veículo em movimento, de forma que a placa ficasse alocada em uma posição que recebesse o vento relativo. Como o teste foi feito na cidade de Limeira, o efeito do carro andando seria algo próximo a ele “voando” em relação ao nível do mar.

Foi visto que a performance de medição de velocidade não apresentou um resultado tão preciso quanto o esperado. Em baixas velocidades, o velocímetro do carro era coerente com o indicado pelo LCD; contudo, com o aumento da velocidade, a tendência era uma medida mais imprecisa e maior instabilidade, com variações relativamente grandes nos números apresentados.

## 5. Dificuldades e limitações de projeto

Algumas dificuldades e limitações foram encontradas durante o desenvolvimento do projeto. São elas:

### 5.1. Tamanho físico

Para o protótipo desenvolvido, não houve preocupações em relação ao espaço físico ocupado, visto que as intenções iniciais eram apenas testes em solo. Contudo, para que seja viável sua aplicação em situação real de voo é de extrema importância que o circuito ocupe o menor espaço possível, visto que ele impactará diretamente a aerodinâmica da aeronave.

Além disso, o formato do contentor do circuito também fará diferença, já que o arrasto produzido por ele pode variar conforme sua configuração. Assim, o tamanho e o formato são dois fatores não triviais para a implantação do dispositivo.

### 5.2. Implantação da bússola

Inicialmente no desenvolvimento havia a intenção da implantação de uma bússola digital no circuito trabalhando em redundância com o equipamento disponível na aeronave. Contudo, durante a fase de testes do código, foram encontradas dificuldades. Por uma questão de priorização, a funcionalidade não seguiu no desenvolvimento visto que demandaria um tempo maior que o esperado para sua validação.

### 5.3. Possível interferência eletromagnética entre os dispositivos

Visto a presença de diversos *jumpers* cruzando o dispositivo e a presença de uma bateria, foi tomado como premissa que tais interferências não teriam impacto relevante no funcionamento do dispositivo, já que a bússola que seria a funcionalidade com maior potencial de impacto não seguiu no desenvolvimento.

### 5.4. Consumo energético

Por se tratar de um circuito com uma placa processadora, um LED, quatro sensores e um LCD 20x4, a demanda por energia é relativamente alta. Para os testes, foi utilizado uma bateria pequena de 9 V, atendendo a faixa de limitação de entrada para alimentação do Arduíno. Contudo, para uma aplicabilidade real, uma bateria com um valor considerável de mAh, atendendo a demanda do circuito e evitando falta de energia durante seu funcionamento.

### 5.5. Medida de velocidade

Nos testes de validação do sensor de pressão, foram encontradas instabilidades na medição da velocidade. Em algumas situações, as comparações LCD-velocímetro eram

compatíveis; porém, não foi possível determinar de forma precisa a capacidade de mensuração da velocidade, visto que a instabilidade poderia ser causada pelo sensor, pela tubulação entre o Tubo de Pitot e o sensor, o próprio Tubo de Pitot ou pela codificação. Por ser o sistema mais complexo do dispositivo, é necessária uma atenção especial em seu funcionamento.

#### 5.6. Fixação na aeronave

O teste em situação real de voo não foi possível durante o desenvolvimento do projeto. Contudo, sem mesmo o teste, era esperado (assim como se espera com o andamento do projeto) dificuldades em relação à fixação do dispositivo na aeronave. Para isso, diversos fatores precisariam ser levados em conta, como:

- ✓ Local que seria instalado para que não gerasse arrasto em excesso;
- ✓ Local adequado para captar todos os parâmetros do voo;
- ✓ Posição necessária do circuito em relação aos eixos da aeronave;
- ✓ Distância do local de instalação e da cabine.

Assim, seria mais um processo não trivial essencial para a performance do circuito.

## 6. Aplicabilidade e viabilidade do dispositivo

O projeto se mostrou viável para ser aplicado, tanto pelas funcionalidades que pode oferecer quanto pelo seu custo financeiro. A tabela considera valores dos itens aplicados no desenvolvimento do protótipo.

**Tabela 5.** Tabela de custo do projeto.

<b>Nome</b>	<b>Quantidade</b>	<b>Preço unitário</b>	<b>Preço total</b>
Arduíno IDE	-	Gratuito	R\$ 0,00
Arduíno Uno + Cabo	1	R\$ 54,90	R\$ 54,90
Protoboard	1	R\$ 15,90	
GY-80	1	R\$ 75,00	R\$ 75,00
LM-35	1	R\$ 10,90	R\$ 10,90
MPXV7002DP + Tubo de Pitot + Tubulações	1	R\$ 280,00	R\$ 280,00
Led vermelho	1	R\$ 0,30	R\$ 0,30
Display LCD	1	R\$ 20,00	R\$ 20,00
Jumpers	20	R\$ 1,00	R\$ 20,00
<b>TOTAL</b>			<b>R\$ 477,00</b>

Visto seu custo reduzido, sua aplicação em aeronaves de pequeno porte se mostra vantajosa, apresentando recursos que permitem redundâncias nos sistemas de segurança da aeronave. Contudo, é necessário ressaltar o fato do sistema não ser o sistema primário e que não dispensa os já presentes no avião.

## 7. Conclusões

O dispositivo apresenta diversas funcionalidades que estão ausentes em grande parte das aeronaves de pequeno porte usadas hoje, em especial aeronaves experimentais monomotoras e de instrução. Assim, ela seria capaz de oferecer uma maior capacidade de leitura de parâmetros do voo com um sistema de baixo custo, gerando redundância em algumas informações fundamentais para a segurança do voo e agregando mais resguardo aos pilotos e aos materiais.

Contudo, apesar de possuir visível aplicabilidade e potencial uso comercial, o dispositivo possivelmente se depararia com diversas dificuldades burocráticas relacionadas a certificação e homologação, levando um tempo considerável até poder, de fato, ser utilizado.

Porém, fica evidente a contribuição que o projeto poderia trazer à preservação da vida com o aprofundamento em seu desenvolvimento.

### 7.1. Trabalhos futuros

Durante o desenvolvimento do projeto foram observados pontos de oportunidades de melhoria no sistema, o que fariam dele ainda mais viável, agregando valor com relativo custo de investimento baixo.

Como desenvolvimentos futuros do projeto:

- i. A diminuição do tamanho físico do dispositivo como um todo é uma prioridade e que requer um estudo mais aprofundado em relação a sua acomodação na estrutura da aeronave, de forma a não comprometer a superfície aerodinâmica e aumentando o arrasto parasita do avião. Com a miniaturização, diversas outras vantagens surgiriam ao projeto, além do uso de circuito impresso diminuir chances de ruptura de cabos.
- ii. Aprofundamento no desenvolvimento da bússola digital, permitindo redundância no sistema de navegação utilizado pelo piloto, pode-se fazer constantemente *double check* com o instrumento analógico da aeronave com o instrumento digital do dispositivo.
- iii. Aprofundamento na medição da velocidade, permitindo maior estabilidade de informações e diminuindo problemas de interpretação de situação de voo.
- iv. Indicação de velocidade vertical a partir da variação de pressão, servindo novamente como redundância ao equipamento analógico presente no painel do avião.
- v. Uso de chicotes, ou seja, redundância de cabos para os periféricos que exigirem o uso. Com isso, é possível integrar a codificação uma lógica de segurança indicando possíveis rompimentos de algum dos cabos, indicando a operação de apenas um.
- vi. Indicação de bateria fraca conforme o valor de tensão/corrente de entrada no Arduíno variar no decorrer do tempo de uso.
- vii. Acoplar módulo GPS no dispositivo, mantendo informações de rota do voo.

- viii. Acoplar módulo de cartão de memória permitindo armazenar todas as informações relativas do voo, funcionando como um sistema de registro de dados possibilitando sua análise quando necessário.

Dos oito itens listados como potenciais melhorias para o dispositivo, seis dos itens envolvem desenvolvimento de código; quatro deles envolvem algum tipo de alteração/adição de algum aparato ao sistema. Assim, em custo de produto, não haverá uma diferença considerável, mantendo o dispositivo viável economicamente e com um potencial de funcionalidades ainda maior.

## Referências bibliográficas

- [1] BIASI, F.A.A. Características do estol nas asas das aeronaves. Revista eletrônica AeroDesign Magazine. Vol. 2, n. 1, 2010.
- [2] BRUNETTI, F. Cap. 9: Fluidodinâmica. In: . Mecânica dos Fluidos. 2ª ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.
- [3] ÇENGEL, Y.A.; CIMBALA. J.M. Cap. 11: Escoamento sobre corpos: arrasto e sustentação. In: Mecânica dos Fluidos: fundamentos e aplicações. Tradução Katia Aparecida Roque e Mario Moro Fecchio. 1ª ed, São Paulo: McGraw Hill, 2007.
- [4] SANTANA, G.A. Avanços em assistência à pilotagem para aeronaves leves: um estudo de caso. In: Anais do XIX Congresso Brasileiro de Aeronáutica, CBA 2012.
- [5] Anduíno UNO. Disponível em: <<https://datasheet.octopart.com/A000066-Arduino-datasheet-38879526.pdf>>. Acesso em: 12 set. 2019.
- [6] BMP085 Digital Pressure sensor. Disponível em: <<https://www.sparkfun.com/datasheets/Components/General/BST-BMP085-DS000-05.pdf>>. Acesso em: 24 set. 2017.
- [7] DIGITAL Accelerometer. Disponível em: <<https://www.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Accelerometer/ADXL345.pdf>>. Acesso em: 08 out. 2017.
- [8] LM35 Precision Centigrade Temperature Sensors. Disponível em: <<http://www.ti.com/lit/ds/snis159g/snis159g.pdf>>. Acesso em: 14 set. 2017.
- [9] MPXV7002 Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated. Disponível em: <<https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPXV7002.pdf?fromsite=ja>>. Acesso em: 13 Jul. 2019.
- [10] Eduardo Miranda José Rodrigues, L. (2013). Fundamentos de Engenharia Aeronáutica. 1st ed. São Paulo: Cengage Learning.
- [11] 2D NACA 0012 Airfoil Validation. Disponível em: <[https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html)>. Acesso em: 10 set. 2019.
- [12] NACA 0012 AIRFOILS (n0012-il). Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>>. Acesso em: 4 set. 2019.

- [13] 3-AXIS Digital Compass IC HMC5883L. Disponível em: <[https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/HMC5883L\\_3-Axis\\_Digital\\_Compass\\_IC.pdf](https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/HMC5883L_3-Axis_Digital_Compass_IC.pdf)>. Acesso em: 11 out. 2017.
- [14] DISPLAY LCD 20x4 Arduino. Disponível em: <<http://www.arduinoocia.com.br/2014/06/arduino-display-lcd-20x4.html>>. Acesso em: 03 nov. 2017.
- [15] LM35 – Sensor de Temperatura. Disponível em: <<http://www.arduinoocia.com.br/2013/02/lm35-sensor-de-temperatura.html>>. Acesso em: 03 nov. 2017.
- [16] SENSOR GY-80 – Acelerômetro Giroscópio Magnetômetro e Barômetro. Disponível em: <<http://www.arduinoocia.com.br/2014/09/sensor-gy-80-acelerometro-bussola-barometro.html>>. Acesso em: 04 nov. 2017.
- [17] SENSOR GY-80 10 DOF Acelerômetro Giroscópio Magnetômetro Barômetro. Disponível em: <<https://www.filipeflop.com/produto/sensor-gy-80-10-dof-acelerometro-giroscopio-magnetometro-barometro/>>. Acesso em: 03 nov. 2017.
- [18] LM35 Temperature Sensor. Disponível em: <<https://www.engineersgarage.com/electronic-components/lm35-sensor-datasheet>>. Acesso em: 03 nov. 2017.
- [19] 3-AXIS Digital Compass HMC5883L. Disponível em: <<https://www.generationrobots.com/en/401706-3-axis-digital-compass-hmc5883l.html>>. Acesso em: 03 nov. 2017.
- [20] RT204-1. Disponível em: <[https://img.filipeflop.com/files/download/Datasheet\\_Display\\_20x4.pdf](https://img.filipeflop.com/files/download/Datasheet_Display_20x4.pdf)>. Acesso em: 21 Jul. 2019].
- [21] Hrisko, J. (2019). Arduino Pitot Tube Wind Speed and Airspeed Indicator - Theory and Experiments — Maker Portal. Disponível em: <<https://makersportal.com/blog/2019/02/06/arduino-pitot-tube-wind-speed-theory-and-experiment>>. Acesso em: 25 ago. 2019
- [22] Adriano Aparecido de Paiva, M. e Meira Junior, R. (2019). ANÁLISE COMPUTACIONAL AERODINÂMICA DE UM PERFIL NACA 0012 EM DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE COM MODELO DE TURBULÊNCIA SST. Disponível em: <[http://www.inicepg.univap.br/cd/INIC\\_2018/anais/arquivos/RE\\_0610\\_0308\\_02.pdf](http://www.inicepg.univap.br/cd/INIC_2018/anais/arquivos/RE_0610_0308_02.pdf)>. Acesso em: 24 set. 2019.