

CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA DE MINAS GERAIS  
*Campus* DIVINÓPOLIS  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECATRÔNICA

Izaias Alves Dos Santos Junior

DESENVOLVIMENTO DE UM SENSOR DE ESTOL PARA AERONAVES  
LEVES

Divinópolis  
2021

Izaias Alves Dos Santos Junior

DESENVOLVIMENTO DE UM SENSOR DE ESTOL PARA AERONAVES  
LEVES

Monografia de Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Colegiado de Graduação em Engenharia Mecatrônica como parte dos requisitos exigidos para a obtenção do título de Engenheiro Mecatrônico.

Áreas de integração: Automação, Computação e Eletrônica.

Orientador: Alan Marotta

Co-orientador: Thiago Magela

Divinópolis  
2021

Izaias Alves Dos Santos Junior

DESENVOLVIMENTO DE UM SENSOR DE ESTOL PARA AERONAVES  
LEVES

Monografia de Trabalho de Conclusão de Curso  
apresentado ao Colegiado de Graduação em En-  
genharia Mecatrônica como parte dos requisitos  
exigidos para a obtenção do título de Engenheiro  
Mecatrônico.

Áreas de integração: Automação, Computação e  
Eletrônica.

Comissão Avaliadora:

Prof. Dr. Alan Mendes Marotta  
CEFET/MG *Campus V*

Prof. Dr. Daniel Alves Costa  
CEFET/MG *Campus V*

Prof. Dr. Emerson de Sousa  
CEFET/MG *Campus V*

Prof. Ms.  
CEFET/MG *Campus V*

Divinópolis  
2021

DEDICO ESTE TRABALHO A TODA  
MINHA FAMÍLIA, EM ESPECIAL AOS  
MEUS PAIS, POR ME APOIAREM IN-  
CONDICIONALMENTE E NÃO MEDI-  
REM ESFORÇOS PARA A REALIZA-  
ÇÃO DOS MEUS SONHOS.

# Agradecimentos

Agradeço,

- a meu Deus por me conceder as condições necessárias para que eu pudesse caminhar a alcançar o fim dessa jornada.
- à minha família e namorada, que forneceu o apoio necessário para que fosse possível cursar grande parte do ensino superior em período integral, mesmo com todas as dificuldades envolvidas.
- e aos meus colegas de curso e professores do CEFET que colaboraram para minha formação e desenvolvimento.

Homens não morrem por aquilo de que duvidam.

Paulo, Apóstolo de Cristo

# Resumo

Segundo a FAA(Federal Aviation Administration), o fenômeno de estol ou perda de sustentação é um dos principais fatores que causa a perda de controle de voo (LOC) de uma aeronave. No Brasil, o CENIPA (Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos) divulgou que entre 2008 e 2017, a perda de controle de voo representava 19,09% dos acidentes aéreos registrados, dos quais 84% dessas eventualidades ocorreram com aeronaves com peso inferior a 2.250 kg. Aeronaves pertencentes a essa categoria são mais vulneráveis devido não possuírem uma aviônica tão desenvolvida quanto em aviões de grande porte. Assim, caso a condição de estol não seja revertida rapidamente, a mesma pode levar a acidentes fatais. Por isso, o desenvolvimento de um sensor de estol dedicado a esta categoria se torna necessário. Inicialmente, a aplicação desse dispositivo se limita apenas a movimentos com velocidade constante. Porém, na conclusão desse trabalho é apresentada uma possível implementação através do uso de um módulo GPS que amplifica o uso deste sensor didático em movimentos retilíneos acelerados. Através da fusão sensorial entre um *Medidor de velocidade do ar por diferencial de pressão* e uma *Unidade Inercial*, torna-se possível obter os parâmetros de *velocidade* e *ângulo de ataque (AoA)* de uma aeronave. Essa aquisição e monitoramento de dados será feita através de um microcontrolador que também será responsável por emitir um sinal elétrico quando as condições de ângulo de ataque e velocidade da aeronave indicarem uma provável situação de estol. Esse sinal elétrico é utilizado para o acionamento de um alerta sonoro para que a tripulação tome as medidas cabíveis. Na hipótese destes alertas serem ignorados e a situação de estol se instalar, os comandos auditivos se tornam de procedimentos para reverter a situação de estol. Esses comandos auditivos no formato de instruções buscam manter a capacidade situacional do piloto, uma vez que em tais situações de estol, a consciência situacional do indivíduo pode ser abalada pelas suas emoções. Portanto, o desenvolvimento desse dispositivo possibilitará voos mais seguros para aeronaves com peso inferior a 2.250 Kg, através da identificação da situação de estol e auxílio na superação da mesma, caso ocorra.

**Palavras-chave:** Dinâmica de voo. Ângulo de Ataque. Estol.

# Abstract

According to FAA(Federal Aviation Administration), the phenomenon of stall or loss of lift is one of the main factors that cause an aircraft to lose control of flight (LOC). In Brazil, the CENIPA (Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos) reported that between 2008 and 2017, loss of flight control represented 19.09% of registered air accidents, of which 84% these eventualities occurred with aircraft weighing less than 2,250 kg. Aircraft belonging to this category are more vulnerable because they do not have as developed avionics as in large planes. Thus, if the stall condition is not quickly reversed, it can lead to fatal accidents. Therefore, the development of a stall sensor dedicated to this category becomes necessary. Initially, the application of this device is limited to movements with constant speed only. However, after this work, a possible implementation is presented through the use of a GPS module that amplifies the use of this didactic sensor in accelerated rectilinear movements. Through the sensory fusion between an *Air velocity meter by pressure differential* and an *Inertial Unit*, it becomes possible to obtain the parameters of *velocity* and *angle of attack (AoA)* of an aircraft. This data acquisition and monitoring will be done through a microcontroller that will also be responsible for issuing an electrical signal when the aircraft's angle of attack and speed conditions indicate a probable stall situation. This electrical signal is used to trigger an audible alert so that the crew can take appropriate action. If these alerts are ignored and the stall situation is installed, the audible commands become procedures to reverse the stall situation. These auditory commands in the form of instructions sought to maintain the pilot's situational capacity, since, in such stall situations, the individual's situational awareness may be affected by their emotions. Therefore, the development of this device will enable safer flights for aircraft weighing less than 2,250 Kg, by identifying the stall situation and helping to overcome it, if it occurs.

Keywords: Flight dynamics. Angle of Attack. Stall



# Sumário

<b>Lista de Figuras</b>	<b>xi</b>
<b>Lista de Tabelas</b>	<b>xii</b>
<b>Lista de Acrônimos e Notação</b>	<b>xiii</b>
<b>1 Introdução</b>	<b>1</b>
1.1 Definição do Problema . . . . .	3
1.2 Motivação . . . . .	3
1.3 Objetivos do Trabalho . . . . .	3
1.3.1 Objetivos Gerais . . . . .	3
1.3.2 Objetivos Específicos . . . . .	3
1.4 Organização do Documento . . . . .	4
<b>2 Fundamentos</b>	<b>5</b>
2.1 Estado da Arte . . . . .	5
2.2 Aerodinâmica de Voo . . . . .	7
2.3 Sensor de velocidade do ar por diferencial de pressão . . . . .	11
2.4 Filtro de Kalman . . . . .	12
2.4.1 Conceito . . . . .	13
2.4.2 Equações do filtro de Kalman para um caso específico . . . . .	14
<b>3 Desenvolvimento</b>	<b>17</b>
3.1 Materiais e Métodos . . . . .	17
3.2 Aquisição e Processamento de Dados . . . . .	18
3.3 Obtenção do ângulo de Pitch e de Roll . . . . .	21
3.4 Obtenção da Velocidade . . . . .	24
3.5 Circuito de Acionamento . . . . .	28
<b>4 Resultados e Discussões</b>	<b>31</b>
4.1 Montagem do Dispositivo Didático . . . . .	31
4.2 Teste Estático . . . . .	32
4.3 Testes Dinâmicos . . . . .	35
<b>5 Conclusões</b>	<b>40</b>
5.1 Propostas de Continuidade . . . . .	41
<b>Referências</b>	<b>42</b>

# Lista de Figuras

2.1	Exemplo de um alinhador pivotado utilizado para mediação do AoA. . . . .	6
2.2	Relação de forças atuando em uma aeronave em um voo plano e em uma subida estabilizada. . . . .	8
2.3	Diagrama representativo dos ângulos de AoA, pitch e da trajetória de vôo. . . . .	8
2.4	Comportamento da força de sustentação em relação ao aumento do ângulo de ataque. . . . .	9
2.5	Relação entre a variação do ângulo de ataque e a velocidade da aeronave. . . . .	10
2.6	Aeronave em movimento curvilíneo com fator de carga diferente de 1 $G$ . . . . .	11
2.7	Figura representativa da arquitetura de um Tubo de Pitot e de um sensor diferencial de pressão para obtenção da velocidade do ar em relação ao a aeronave. . . . .	12
2.8	Diagrama esquemático do fluxo de dados em um filtro de kalman. . . . .	13
3.1	Esquema com as principais partes que compõem o dispositivo desenvolvido. . . . .	19
3.2	Fluxograma para identificação das condições de pré-estol e estol. . . . .	20
3.3	Sensor inercial MPU6050 adquirido para obtenção dos ângulos pitch e de roll do dispositivo de pesquisa. . . . .	21
3.4	Diagrama esquemático de comunicação entre o Arduino e o sensor inercial. . . . .	22
3.5	Traçado para o cálculo do ângulo de pitch da aeronave. . . . .	22
3.6	Traçado para o cálculo do ângulo de roll da aeronave. . . . .	23
3.7	Medida do ângulo de pitch e de roll, com e sem a implementação do Filtro de Kalman. . . . .	24
3.8	Sensor diferencial de pressão conectado ao tubo de Tubo de Pitot JMT-PT60 para medição da velocidade da aeronave. . . . .	25
3.9	Diagrama esquemático de comunicação entre o Arduino e o sensor airspeed. . . . .	26
3.10	Curva do sensor diferencial de pressão que relaciona o valor medido a um sinal analógico. . . . .	26
3.11	Velocidade de um fluxo de ar gerado por um secador de cabelo a 10 cm de distância do Tubo de Pitot. . . . .	27
3.12	Módulo MP3 utilizado nesse projeto para emissão dos alarmes de pré-estol e estol de acordo com a situação da aeronave. . . . .	28
3.13	Diagrama do circuito eletrônico de controle do modulo MP3. . . . .	29
4.1	Protótipo didático desenvolvido para a pesquisa de identificação de situações de estol. . . . .	32
4.2	Esquema montado em uma bancada para realização de testes estáticos. . . . .	32
4.3	Teste de verificação da captura dos valores de ângulo de pitch e de velocidade. . . . .	33

4.4	Resultado do teste realizado em bancada para identificação de uma situação de pré-estol causada devido o aumento do angulo de picth e redução da velocidade.	33
4.5	Resultado de teste realizado em bancada para identificação da situação de estol devido a redução da velocidade da aeronave. . . . .	34
4.6	Resultado de teste realizado em bancada para detecção de movimentos curvilíneos e alteração da margem de segurança. . . . .	35
4.7	Fixação do sensor didático para a realização dos testes dos testes dinâmicos.	36
4.8	Visão interna do veiculo com o sensor didático já fixado para a realização dos testes dos testes dinâmicos. . . . .	36
4.9	Resultados do teste com dispositivo para identificação da condição de pré-estol.	37
4.10	Resultados do teste com o dispositivo desenvolvido para a identificação da condição de estol devido a baixa velocidade. . . . .	38

# Lista de Tabelas

3.1	Relação de componentes eletrônicos necessários para a construção do sensor.	18
3.2	Especificações técnicas do módulo inercial MPU6050. . . . .	21
3.3	Especificações técnicas do sensor MPXV7002DP. . . . .	25
3.4	Especificações técnicas do módulo MP3. . . . .	28

# Lista de Acrônimos e Notação

FAA	Federal Aviation Administration
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile
LOC	Loss of Control In-flight
AoA	Angulo de Ataque
UVA	Unmanned Aerial Vehicle

$\phi$	Angulo roll
$\alpha$	Angulo de pitch
$C_l$	Coeficiente de sustentação
$\rho$	Densidade
$F_c$	Fator de carga
$S$	Area de superfície da asa
$V_s$	Velocidade de estol
$V$	Velocidade

## Introdução

No início da navegação aérea os pilotos voavam estritamente pela visão, som e ao comparar a altitude da aeronave com o horizonte natural. Desse modo, se antes as informações necessárias para um voo eram obtidas de maneira visual, hoje essas mesmas informações são obtidas através de sofisticados dispositivos eletrônicos (FAA, 2007), os quais são responsáveis por fornecer informações desde condições meteorológicas do trajeto à sustentação da aeronave.

Segundo a FAA (2012), o fenômeno de estol ou perda de sustentação é um dos principais fatores que causa a perda de controle de voo (LOC) de uma aeronave. Um dos acidentes mais conhecidos causados por esse fenômeno é o do voo Air France 447, ocorrido na noite de 31 de maio para 1 de junho de 2009 com o avião Airbus A330-203 na linha Rio de Janeiro-Paris BEA 2012. Embora essa aeronave estivesse equipada com alarmes de estol, condições climáticas somados a comandos inapropriados por parte da tripulação, levaram a um acidente que tirou a vida de 228 pessoas. Infelizmente esse acidente ficou conhecido devido ao grande número de vítimas e principalmente porque 25% dessas eram brasileiras. Todavia, segundo o sumário estatístico divulgado pelo CENIPA, referente aos acidentes aéreos ocorrido entre os anos de 2008 à 2017 no Brasil, a perda de controle de voo, que é causada principalmente fenômeno de estol, representava 19,09% dos todos os acidentes aéreos registrados naquele período. Também de acordo o mesmo documento, 84% dessas eventualidades ocorreram com aeronaves com peso inferior a 2250 kg. Aviões pertencentes a essa categoria não possui sistemas de navegação tão desenvolvidos quanto à aeronaves comerciais e militares de médio e grande porte. Nessas aeronaves, as quais apresentam alto teor de tecnologia embarcada em seus aviônicos, o sistema de alarme de estol já está incluso no computador de bordo da aeronave, como por exemplo o "stick shaker". Porém como aeronaves leves apresentam uma aviônica com baixa simplicidade, recursos como alarme de estol e indicadores de ângulo de ataque, em geral, precisam ser adicionados separadamente.

Um sistema de identificação de estol, como por exemplo o *CYA 100 angle of attack indicator system* pode ser adquirido atualmente a partir \$650,00 via importação. Dispositivos como esse fornecem apenas um sinal luminoso e um bipe sonoro como advertência da situação

---

de estol.

Por isso, considerando os fatores de alto custo, limitações no modo de aviso aos pilotos, e a necessidade desenvolvimento de um sensor para melhorar a segurança em voo de aeronaves leves, esse projeto tem o objetivo buscar e desenvolver uma possível solução de baixo custo dedicado especialmente a aeronaves desta categoria.

O dispositivo a ser desenvolvido neste trabalho apresenta algumas vantagens em relação aos modelos convencionais existentes atualmente no mercado. O primeiro ponto a ser destacado é que não é necessário a instalação de componentes na fuselagem da aeronave. Dispositivos como os alinhadores pilotados, os quais são discutidos com pouco mais de detalhes na seção 2.1, necessitam de instalação e integração ao sistema de aeronave. Outro diferencial importante é que este dispositivo pode ser facilmente instalado em diversos modelos de aeronaves sem grandes adaptações tornando-o assim mais versátil.

Inicialmente, no dispositivo didático desenvolvido ao longo deste trabalho, a identificação da situação de pré-estol se limita apenas a movimentos da aeronave com velocidade constante ou com baixa variação da aceleração longitudinal, pois acelerações ou desacelerações com amplitude maior que  $0,2 \text{ m/s}^2$  podem produzir mudanças significativas no ângulo de pitch medido. Essa interferência se deve a arquitetura dos módulos iniciais, deixando os sensíveis a variações de acelerações. Nas próximas etapas de desenvolvimento desse dispositivo didático é proposta uma solução para buscar a ampliar a aplicação deste sensor também em movimentos acelerados através do uso de um módulo GPS.

Desta forma, o sensor didático desenvolvido nesta pesquisa visa identificar duas situações possíveis, as condições de pré-estol e de estol. A identificação desta primeira condição ocorre quando a velocidade da aeronave é ligeiramente superior à velocidade de estol e possui um ângulo de inclinação elevado. A condição de estol é identificada exclusivamente quando a velocidade da aeronave se torna menor que a velocidade de estol.

A velocidade da aeronave é monitorada usando um medidor de velocidade do ar diferencial de pressão, enquanto um sensor inercial é usado para calcular o ângulo de inclinação da aeronave ou ângulo de atitude. Segundo a BOEING (2000) e como mostrado na Figura 2.3, a variação do ângulo de inclinação da aeronave é diretamente proporcional à variação do ângulo de ataque (AoA) da aeronave. Assim, o monitoramento do ângulo de inclinação neste trabalho é usado para emitir um alerta se o piloto ultrapassar um valor de segurança definido previamente. O objetivo deste monitoramento é impedir indiretamente que o ângulo crítico de estol seja excedido devido aos altos valores do ângulo de inclinação.

Nas situações de pré-estol é tocado uma gravação com o seguinte conteúdo: “Cuidado você pode estar próximo de uma situação de estol, por favor, reduza o seu ângulo de pitch e aumente a sua velocidade!” Essa mensagem é tocada por todo o período de tempo em que o piloto estiver nessa condição. Caso esse aviso seja ignorado e a velocidade da aeronave seja reduzida a um valor inferior da velocidade de estol, o segundo alerta é tocado com o seguinte conteúdo: “Você pode esta em uma situação de estol, por favor, coloque o bico da

nave para baixo e aumente a sua velocidade.” Essa mensagem busca introduzir o piloto no procedimento de retomada do envelope de voo para essas situações. Esses procedimentos estão gravados em um cartão de memória que é utilizado no módulo MP3 e podem ser modificados para comandos mais específicos caso seja necessário.

## **1.1 Definição do Problema**

Devido ao crescente uso de aeronaves leves no transporte aéreo, sobretudo na categoria de aeronaves privadas, torna-se necessário também assegurar-se voos mais seguros. Pois como mostrado anteriormente, o fenômeno de estol possui alta incidência sobre aeronaves leves. Dessa forma, o presente trabalho propõem o desenvolvimento de um sensor de segurança de baixo custo para a identificação da situação de estol em aeronaves de até 2250 kg, que inicialmente esta limitado a movimentos retilíneo uniforme (velocidade constante). Também é debatida uma possível implementação de um modulo GPS para ampliar a aplicação desse dispositivo em movimentos retilíneos acelerados.

## **1.2 Motivação**

A principal motivação para o desenvolvimento deste trabalho se encontrou na busca por uma solução para reduzir o número de acidentes com aeronaves de até 2250 kg devido ao fenômeno de estol. Assim, acredita-se ser possível desenvolver um dispositivo de baixo custo em relação aos sistemas disponíveis atualmente no mercado, buscando proporcionar voos mais seguros e uma operação mais ergonômica à tripulação da aeronave. Além disso, o desenvolvimento de um dispositivo como este apresenta uma excelente oportunidade de aplicação de todo conhecimento teórico e pratico adquirido ao longo da graduação, sobretudo por relacionar diferentes campos do conhecimento.

## **1.3 Objetivos do Trabalho**

Dessa forma, este trabalho possui os seguintes objetivos:

### **1.3.1 Objetivos Gerais**

Desenvolver um sensor de estol capaz alertar o piloto sobre prováveis situações de estol e auxilia-lo durante as manobras para retomada do envelope de voo, caso a situação de estol ocorra.

### **1.3.2 Objetivos Específicos**

1. Estudo das forças aerodinâmicas responsáveis pela sustentação de uma aeronave.
2. Identificação das principais variáveis relevantes para prevenção da situação do estol.



3. Pesquisa dos principais dispositivos e suas topologias disponíveis atualmente no mercado.
4. Escolha de componentes considerando, dados necessários para identificação da situação de estol, viabilidade financeira e acessibilidade.
5. Montagem eletrônica dos componentes e suas conexões com o microcontrolador
6. Implementação do código e configuração dos sensores para obtenção e processamento de dados de cada sensor.
7. Fusão sensorial para identificação da situação de estol e integração ao módulo MP3.
8. Realização de testes e ajustes de parâmetros.
9. Escrita do desenvolvimento do trabalho e resultados alcançados.

## 1.4 Organização do Documento

Este documento é dividido em cinco capítulos, de forma a oferecer um entendimento lógico e organizado do objeto de estudo.

- Capítulo 1 Introdução; Esse capítulo é composto por uma introdução ao assunto, definição do problema a ser solucionado, motivação para o desenvolvimento e objetivos.
- Capítulo 2 Fundamentos; Além de apresentar o estado da arte, também é apresentado a base de conhecimento necessária, disposto em um referencial teórico e uma revisão da bibliográfica.
- Capítulo 3 Metodologia; Neste capítulo é apresentado o desenvolvimento do trabalho.
- Capítulo 4 Resultados e Discursos; Nesse capítulo discutimos quais foram os resultados obtidos com o desenvolvimento deste trabalho. É apresentando os testes realizados e como foi a performance desse sensor na identificação da situação estol. Além disso também é discutido quais são as limitações desse dispositivo.
- Capítulo 5 Conclusões; Por fim, considerando os resultados alcançados e discutidos no capítulo anterior, apresentamos então a conclusão sobre o dispositivo em relação ao problema que o mesmo se propõe a resolver e quais são as possíveis implementações a serem feitas em futuros projetos para aprimorar ainda mais o sistema de alarme de estol.
- Capítulo 6 Referencias; Neste capítulo é apresentado todas as referências utilizadas durante o este trabalho.

## Fundamentos

Nesta capítulo é apresentado estado da arte em relação objeto de estudo deste trabalho e também a fundamentação teórica dos conceitos mais importantes para o desenvolvimento do mesmo, sendo eles: Aerodinâmica de Voo e Sensor de velocidade do ar por diferencial de pressão.

### 2.1 Estado da Arte

O desenvolvimento de sensores e aviônicos com propósito de tornar a aviação mais segura e eficiente tem sido crescente desde o início da aviação. Contudo, o desenvolvimento de tecnologias dessa área intensificou-se com o início da Guerra Fria. Dessa forma, os sistemas de aviso de estol eram acionados quando o valor de AoA era excedido em relação valor a um valor pré-determinado de acordo cada aeronave. Na publicação de William Greice de 1958, é apresentado três métodos básicos para medir AoA, a saber: Uso de uma aleta pivotada, tubo de pressão diferencial e tubo de pressão de busca nula.

Esses sensores visam apenas medir o ângulo de ataque de um corpo em relação a um escoamento. Executando uma calibração criteriosa dos sensores em uma dada aeronave, estes passam a ser capazes de medir o ângulo de ataque da aeronave com precisão suficiente para o uso em cálculo de máxima razão de planeio ou mesmo alimentar um sistema de pilotagem automática. Todavia caso não seja realizado uma calibração criteriosa os sensores de AoA por diferencial de pressão e seguidores de diferencial de pressão nula, os mesmos podem apresentar falhas catastróficas devido os efeitos de ressonância da resposta dinâmica. Já os alinhadores pivotados também precisam de uma calibração fina devido a influência do atrito dos mancais no tempo de resposta e oscilação (erro de flutuação) do mesmo. A figura a seguir apresenta um exemplo desses alinhadores pivotados.



Figura 2.1: Exemplo de um alinhador pivotado utilizado para mediação do AoA.

Em 1983 o exército dos Estados Unidos apresentou um sistema de prevenção de estol para aeronaves de asa fixa. Diferentemente da maioria dos métodos anteriores para identificação da situação de estol, esse método apresentado se baseava na velocidade de estol, a qual era calculada constantemente de acordo a configuração e parâmetros variáveis da aeronave, fornecendo uma leitura contínua da velocidade do ar em que o estol pode ocorrer.

Nesse sistema esse valor da velocidade do ar em que o estol pode ocorrer era constantemente calculado por um computador que usa dados de medições de acelerações normais e longitudinais, configuração da aeronave, potência do motor e condições atmosféricas, juntamente com características físicas e aerodinâmicas conhecidas da aeronave. Dessa forma, esse sistema era capaz informar rapidamente ao piloto sua margem de segurança a partir da velocidade de estol calculada para aquela configuração. Além de um indicador visual, quando uma margem de segurança era excedida, esse sistema também produzia também sinal de advertência audível.

Em 2012 a Boeing desenvolveu um sistema de identificação de estol para auxiliar o piloto em voos em operações manuais e também capaz de atuar no piloto automático durante operações nessa condição. Nesse sistema desenvolvido a sinalização ou atuação no piloto automático ocorre quando uma provável situação de estol é identificada. Esse sistema que foi desenvolvido especificamente para aviação comercial e tem como principal diferença dos sistemas de alarme de estol presentes na maioria de aeronaves comerciais o fato de considerar alguns parâmetros variáveis da aeronave durante sua operação.

Por fim, (BUNGE *et al.*, 2016) propôs a medição de pressões na superfície de asa de um UVA de pequena escala através de sensores diferenciais de pressão para identificações de situação de spin (estol agravado de auto-rotação). Os resultados apresentados sugerem que dados de pressão nas superfícies da asa podem ser utilizados para melhorar o desempenho de esquemas de detecção de spin existentes que dependem exclusivamente de dados inerciais

e velocidade do ar.

Assim, com base nos estudos apresentados esse trabalho propõem o desenvolvimento de um sensor capaz de identificar uma possível situação de estol, alertar e auxiliar o piloto através de comandos auditivos na forma procedimentos audíveis durante a manobra de retomada do envelope de voo. Nesse trabalho a situação de estol é identificada quando a aeronave atinge uma velocidade menor que a sua velocidade de estol, especificada no manual de cada fabricante.

## 2.2 Aerodinâmica de Voo

Segundo a FAA (2016), as forças de Impulso(Thrust), Arrasto(Drag), Sustentação(Lift) e a força Peso(Weight) são forças que agem sobre qualquer aeronave voo. O entendimento de como essas forças funcionam são essenciais para um vôo bem sucedido. Elas são definidas da seguinte forma:

- Força de Impulso - É a força para frente produzida pelo motor/hélice ou rotor que se opõe a a força de arrasto.
- Força de Arrasto - É a força que faz resistência ao movimento da aeronave causada pela interrupção do fluxo de ar pela asa, rotor, fuselagem e outros objetos salientes. Como regra geral, a força de arrasto se opõe a força de impulso e atua para trás paralelamente ao vento relativo.
- Força de Sustentação - É a força produzida pelo efeito dinâmico do ar atuando no aerofólio, e atua perpendicularmente para a trajetória de voo através do centro de sustentação ( $C_L$ ) e perpendicular ao eixo lateral. Em vôo nivelado, a força de sustentação se opõe-se à força descendente do peso.
- Força Peso - É a força resultante do peso da própria aeronave, tripulação, combustível e da carga. A força peso é uma força que puxa a aeronave para baixo por causa de uma força da gravidade. Ela se opõe à força de sustentação e atua verticalmente para baixo através do centro de gravidade da aeronave ( $C_G$ ).

As imagens a seguir mostram essas forças atuantes em dois momentos distintos durante o voo de uma aeronave.

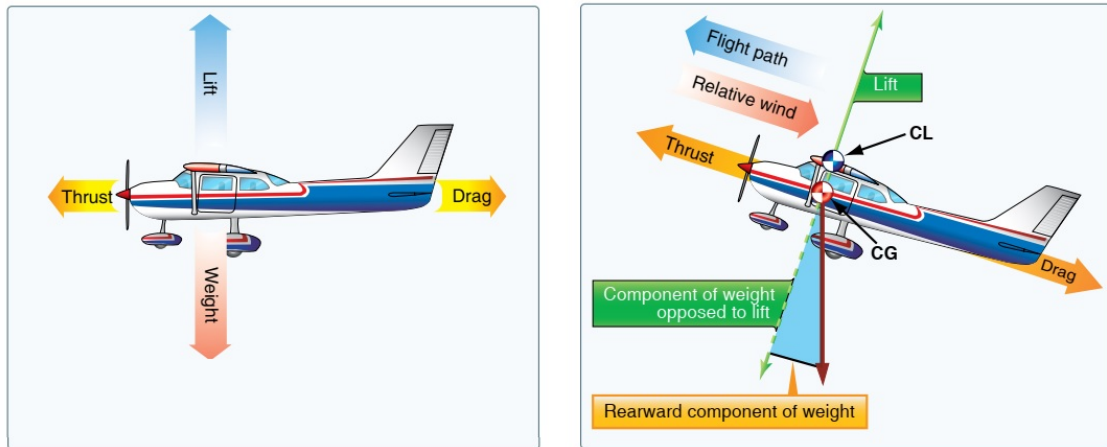


Figura 2.2: Relação de forças atuando em uma aeronave em um voo plano e em uma subida estabilizada.

Dessas quatro forças apresentadas anteriormente, a força de sustentação é a que está mais relacionada com a situação de estol. Essa força que é gerada pela diferença de pressão existentes entre a parte superior e inferior da asa da aeronave, e sua intensidade pode ser alterar a qualquer momento através do movimento do manche de controle, movendo-o para frente ou para trás, alterando assim o ângulo de pitch aeronave e conseqüentemente o AOA, responsável por modificar a força de sustentação. A seguir é representado uma imagem ilustrativa de como é definido esses ângulos, BOEING (2000).

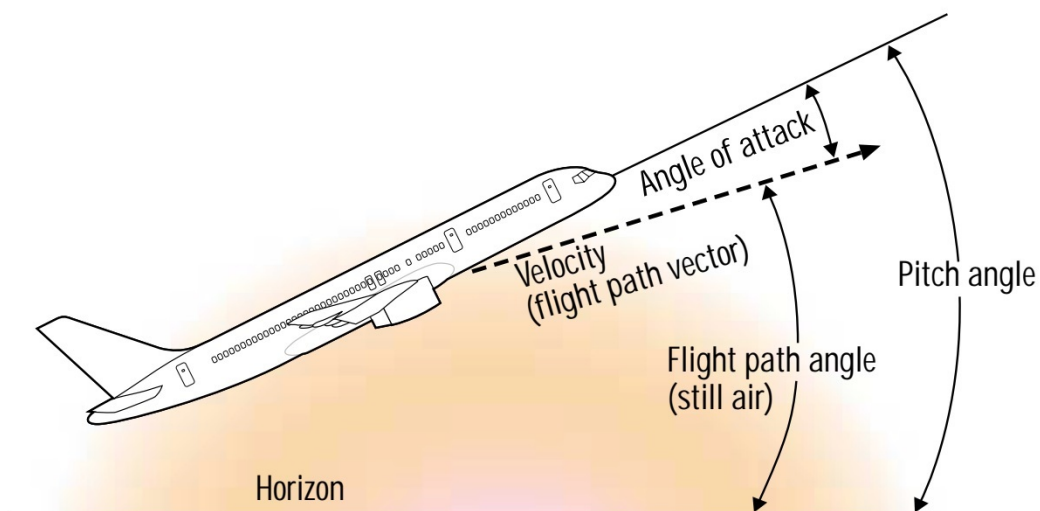


Figura 2.3: Diagrama representativo dos ângulos de AoA, pitch e da trajetória de voo.

Como observado na imagem acima o ângulo de pitch é o ângulo formado entre o eixo longitudinal do avião e o horizonte. Já o ângulo de ataque é o ângulo entre a linha de corda da asa e a direção do vento relativo. Assim, a variação do ângulo de pitch está

relacionada diretamente com a variação no ângulo de ataque da aeronave e conseqüentemente da força de sustentação. Essa força aumenta em função da velocidade e do ângulo de ataque. Quanto maior a velocidade, maior será a sustentação, assim como quanto maior o ângulo de ataque haverá maior sustentação. A equação apresentada a seguir representa a relação existente entre essas variáveis.

$$Lift = \frac{C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2} \quad (2.1)$$

em que ( $\rho$ ) é a densidade do ar, ( $V$ ) é a velocidade do aerofólio/aeronave em relação ao ar, ( $S$ ) a área de superfície da asa e ( $C_L$ ) é o coeficiente de sustentação para um determinado aerofólio. A partir Equação 2.1, é possível perceber que a sustentação é diretamente proporcional a variação do ângulo de ataque e proporcional ao quadrado da velocidade da aeronave.

O gráfico a seguir apresenta a relação existente entre a variação do ângulo de ataque e a força de sustentação.

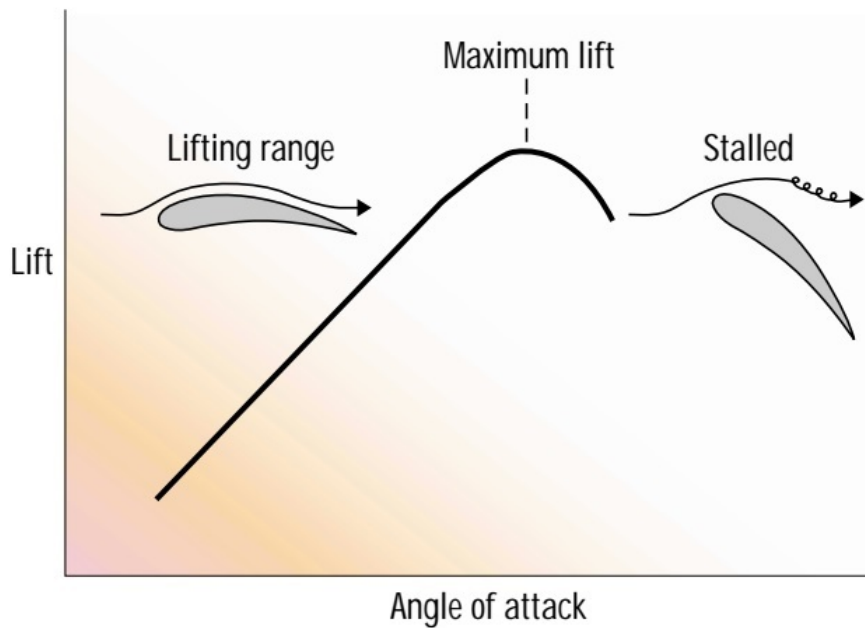


Figura 2.4: Comportamento da força de sustentação em relação ao aumento do ângulo de ataque.

Conforme apresentado pelo gráfico na Figura 2.4, a força de sustentação máxima ocorre imediatamente antes da aeronave entrar em uma situação de estol. O ângulo de ataque e a velocidade para quais este valor de força de sustentação máxima ocorre é chamado de ângulo crítico de ataque e velocidade de estol. Já o gráfico da Figura 2.5 apresenta a relação entre o ângulo de ataque e a velocidade da aeronave (airspeed).

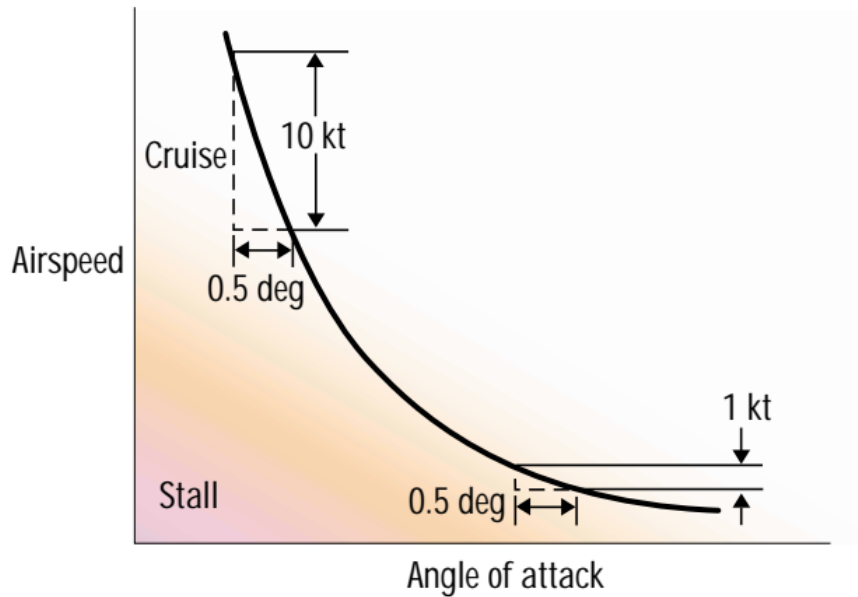


Figura 2.5: Relação entre a variação do ângulo de ataque e a velocidade da aeronave.

Assim, nota-se que em um voo em condições normais com altitude constante, a redução de velocidade da aeronave é acompanhada com aumento do ângulo de pitch e conseqüentemente do ângulo de ataque. Todavia, esse procedimento na aeronave deve ser controlado e limitado, uma vez que se o ângulo crítico de ataque for ultrapassado a aeronave entra em uma situação de estol.

As condições de operação apresentada nas Figuras 2.4 e 2.5 se referem apenas a operação de aeronaves em voos coordenados com fator de carga igual a  $1 G$ . De fato, se a operação da aeronave se limitar a essas condições o monitoramento da velocidade de estol será eficiente um tanto quanto o monitoramento do ângulo de ataque de sistemas que fazem uso de equipamentos como Alinhadores de Fluxo, como os sistemas discutidos por WILLIAM (1958). Todavia, para operação de aeronaves em condições com fator de carga diferente de  $1 G$ , conforme exemplificado na Figura 2.6, a velocidade de estol é alterada.

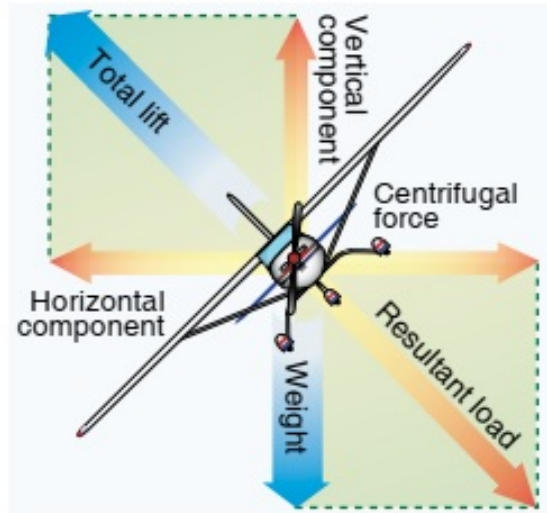


Figura 2.6: Aeronave em movimento curvilíneo com fator de carga diferente de 1  $G$ .

Dessa forma, para o uso da velocidade de estol definida para as condições anteriores é necessário fazer um ajuste na mesma considerando a configuração atual da aeronave. Segundo KRUSE (1990), a nova velocidade de estol denominada por  $V_{s(atual)}$ , pode ser calculada através da Equação 2.2, em que  $F_c$  é o fator de carga devido a operação curvilínea e  $V_s$  é a velocidade de estol. Por exemplo, de acordo a CESSNA para o Cessna 172S, o valor dessa velocidade é de aproximadamente 88 km/h.

$$V_{s(atual)} = V_s \cdot \sqrt{F_c} \quad (2.2)$$

A Equação 2.2 fornece qual deve ser a velocidade de estol de uma aeronave para o voo com um fator de carga diferente de 1  $G$  devido a movimento de roll. Por isso, KRUSE (1990) resume que para manobras ângulo de rolagem de 30°, 45° e 60° a velocidade de estol da aeronave é aumentada em 10%, 20% e 40%, respectivamente.

Em virtude disso, no dispositivo didático a ser desenvolvido ao longo deste trabalho a identificação de uma situação de rolagem da aeronave é feita através do monitoramento do ângulo de roll. Logo, uma vez que é identificado movimento de rolagem através dos dados dos acelerômetros e giroscópios, a velocidade de estol fornecida pelo usuário é aumentada em 40% antes de ser empregada na análise da situação de estol, conforme mostrado no diagrama na Figura 3.2.

## 2.3 Sensor de velocidade do ar por diferencial de pressão

A velocidade do fluxo de ar em relação a aeronave é um dos principais parâmetros que propicia a sustentação da aeronave. Essa velocidade é obtida através do uso de um Tubo de



Pitot associado a um transdutor diferencial de pressão. A Figura 2.7 apresenta um desenho esquemático desse dispositivo.

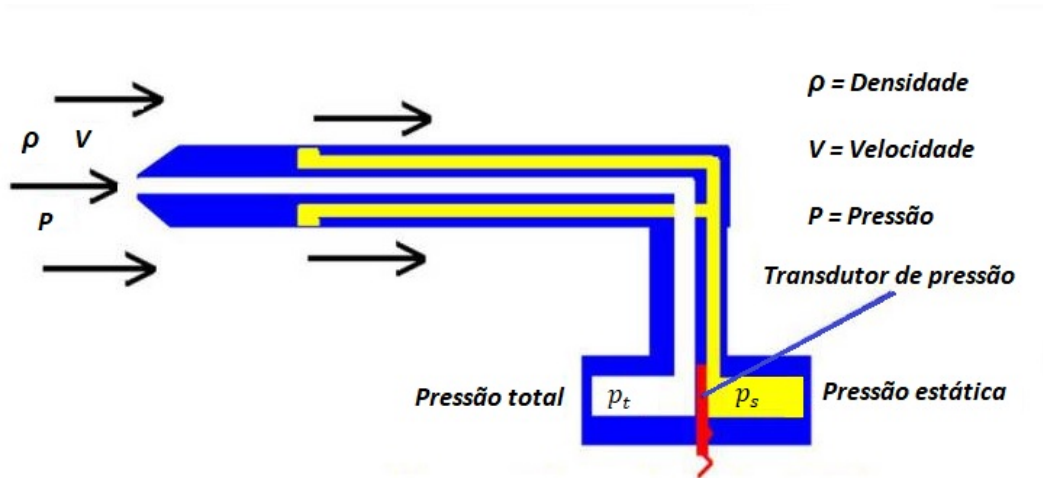


Figura 2.7: Figura representativa da arquitetura de um Tubo de Pitot e de um sensor diferencial de pressão para obtenção da velocidade do ar em relação a aeronave.

Como mostrado na Figura 2.7, os orifícios externos são conectados a um lado de um transdutor de pressão. O orifício central no tubo é mantido separado dos orifícios externos e é conectado ao outro lado do transdutor. O transdutor mede a diferença de pressão medindo a deformação em um elemento fino usando um medidor de deformação eletrônico. Com esse valor e de posse a Equação de Bernoulli, pode-se determinar a velocidade do seguinte modo:

$$P_{estatica} + P_{dinamica} = P_{total} \Rightarrow \left(P_s + \frac{\rho V^2}{2}\right) = P_t \quad (2.3)$$

resolvendo para velocidade, tem-se:

$$V = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}} \quad (2.4)$$

É importante ressaltar que a Equação 2.4 é válida apenas para a medição da velocidade de fluido incompressível e de fato dada as condições de aplicações desse trabalho é razoável fazer essa consideração.

## 2.4 Filtro de Kalman

O Filtro Kalman é uma das maiores descobertas na história da estimativa e fusão de dados e talvez uma das maiores descobertas de engenharia do século XX. Ele tem aplicação imediata em sistemas dinâmicos complicados, tais como os sistemas usados na orientação, navegação e controle de carros, navios, aeronaves e espaçonaves. Também é amplamente utilizado em robótica, processamento de sinais, economia, previsão do mercado de ações, finanças e etc.

Esse filtro foi nomeado em homenagem ao húngaro Rudolf Emil Kalman, seu principal expoente, embora Thorvald Nicolai Thiele e Peter Swerling tenham desenvolvido um algoritmo similar antes dos estudos aprofundados de Rudolf Kalman. O primeiro uso prático do Filtro Kalman foi pelo NASA Ames Research Center, nas missões da espaçonave Apollo para a estimativa da trajetória e controle da nave espacial, (M.S.GREWAL, 2001).

### 2.4.1 Conceito

De acordo com M.S.GREWAL (2001), o Filtro Kalman utiliza um modelo dinâmico de um sistema, entradas de controle conhecidas e medições, como as de sensores, para gerar uma estimativa dos estados do sistema. A estimativa obtida desta forma é melhor que a estimativa obtida utilizando-se qualquer uma das medidas unicamente. Dessa forma, o filtro de Kalman combina uma predição do estado de um sistema com uma nova medida, usando uma “média ponderada” dessas medidas. A idéia dos pesos é que valores com menor incerteza estimada sejam mais “confiáveis”. Esses pesos são calculados através da covariância, uma medida da incerteza estimada da predição do estado do sistema.

O resultado dessa “média ponderada” é uma nova estimativa do estado, que se localiza entre o estado predito e o estado medido, apresentando uma melhor incerteza estimada que qualquer um dos dois unicamente. Este processo é repetido a cada passo de tempo, com a nova estimativa e sua covariância gerando a predição usada na próxima iteração. Por funcionar de modo recursivo, para calcular o próximo estado do sistema, o Filtro Kalman requer apenas a última estimativa e não o histórico completo dos estados do sistema. A seguir é apresentado um esquema didático genérico de como ocorre o fluxo de dados no Filtro Kalman bem como as principais etapas de operações de dados existentes neste filtro.

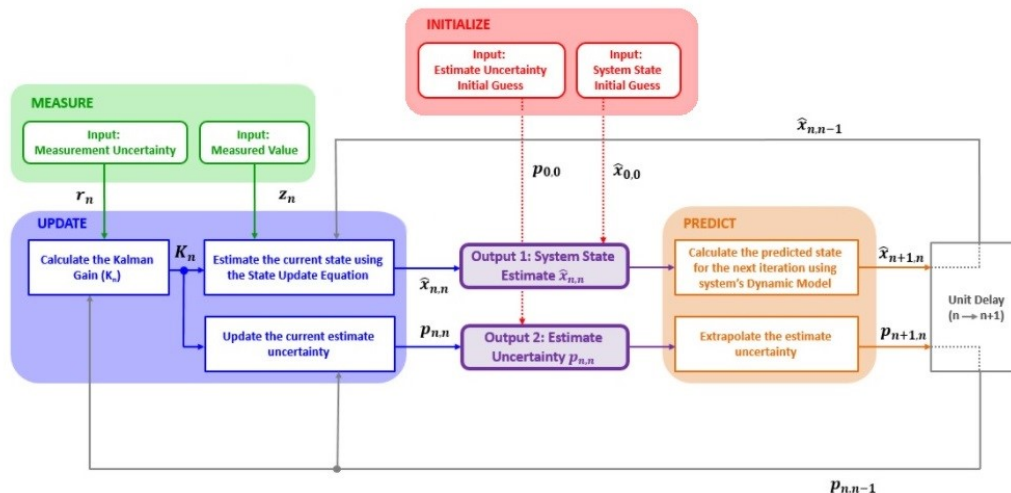


Figura 2.8: Diagrama esquemático do fluxo de dados em um filtro de kalman.

Conforme apresentado na imagem acima, o ponto de partida da operação do Filtro Kalman é a inicialização do sistema e é realizada apenas uma vez, fornecendo dois parâmetros:

O estado inicial do sistema  $\hat{x}_{n,n}$  e a incerteza do estado inicial  $p_{0,0}$ . Os parâmetros de inicialização podem ser fornecidos por outro sistema ou uma suposição baseada na experiência ou no conhecimento teórico. Mesmo que os parâmetros de inicialização não sejam precisos, o Filtro Kalman poderá convergir próximo ao valor real.

De posse a estes valores, que nesta primeira interação é fornecida pela etapa de inicialização, o sistema faz uma predição do estados do sistema  $\hat{x}_{n+1,n}$  e estima a incerteza associada aos estados preditos  $p_{n+1,n}$ . Como mostrado no diagrama na Figura 2.8, esses valores serão utilizados na etapa de atualização dos estados, junto com os valores dos parâmetros oriundos da etapa de medição.

A próxima etapa é a de medição. Essa etapa é realizada para cada ciclo do Filtro de Kalman e também fornece dois parâmetros: Os Estados do sistema medido  $z_n$  e incerteza de medição  $r_n$ . Dessa forma, além do valor medido, o Filtro de Kalman requer um parâmetro da incerteza de medição. Normalmente, este parâmetro é fornecido pelo fornecedor do equipamento ou pode ser obtido pela calibração do equipamento de medição.

Portanto, considerando o resultados das etapas anteriores o Filtro Kalman faz a atualização dos estados do sistema, gerando as saídas do filtro que são a estimativa dos estados do sistema, denominado por  $x_{n,n}$  e a estimativa de sua incerteza  $p_{n,n}$ .

Uma vez explicado o princípio geral do funcionamento do Filtro Kalman, na próxima seção e apresentado as principais equações desse filtro para um caso específico, buscando exemplificar como os parâmetros apresentados ate o momento são obtidos.

### 2.4.2 Equações do filtro de Kalman para um caso específico

Na seção anterior foi apresentado o fluxograma do processamento de dados em um Filtro Kalman. De fato, todas as etapas apresentadas no diagrama na Figura 2.8 irão correr independente do sistema em que o Filtro Kalman esteja implementado . Todavia, considerando que cada aplicação possui um comportamento dinâmico específico, as equações que descrevem esses sistemas variam de sistema para sistemas.

Dessa forma, levando em conta que propósito desta seção é apenas fornecer uma base ao leitor para o entendimento da biblioteca para arduino Kalman Filter Library, a ser usada neste trabalho, a seguir é apresentado as principais equações que determinam os parâmetros apresentados na seção 2.4, restritas a um caso em específico de rastreamento da posição de um objeto com velocidade constante em apenas uma direção. O objetivo é familiarizar o leitor em relação às equações que compõem o filtro de Kalman através desta aplicação em específico que tem como base a publicação de BECKER (2021). Note que as equações apresentadas a seguir se referem ao Filtro de Kalman unidirecional e serve apenas como base para o entendimento das equações para casos mais complexos. Sendo assim, a equação de atualização de estado é definida por:

$$\hat{x}_{n,n} = \hat{x}_{n-1,n} + K_n(z_n - \hat{x}_{n-1}) \quad (2.5)$$

em que:

$\hat{x}_{n,n}$  é a estimativa do estado atual.

$\hat{x}_{n-1,n}$  é a estimativa do estado anterior.

$K_n$  é o ganho do filtro de kalman.

$z_n$  é o valor de medição momento  $n$ .

Considerando que neste caso em específico trata-se do rastreamento da posição de um objeto em uma unica direção e com velocidade constante, a equação de extrapolação de estados para posição e velocidade são apresentadas a seguir, respectivamente.

$$\hat{x}_{n+1,n} = \hat{x}_{n,n} + \Delta t \hat{\dot{x}}_{n,n} \quad (2.6)$$

$$\hat{\dot{x}}_{n+1,n} = \hat{\dot{x}}_{n,n} \quad (2.7)$$

em que:

$\hat{x}_{n+1,n}$  é a estimativa do estado futuro da posição.

$\Delta t$  é o intervalo de tempo entre o estado anterior e o estado atual.

$\hat{\dot{x}}_{n,n}$  é a estimativa do estado do estado atual da velocidade.

Note que como estas equações estão adequadas a um caso em específico do rastreamento da posição de um objeto a uma velocidade constante, a velocidade anterior será sempre igual a velocidade atual, uma vez que trata-se de uma caso com velocidade constante.

Ja o ganho do Filtro de Kalman que é um valor entre 0 e 1, pode ser determinada pela equação a seguir.

$$K_n = \frac{p_{n,n-1}}{p_{n,n-1} + r_n} \quad (2.8)$$

em que:

$K_n$  é o ganho de Kalman.

$p_{n,n-1}$  é a incerteza da estimativa extrapolada.

$r_n$  é a incerteza da medição.

A equação da atualização da covariância é determinada pela Equação 2.9.

$$p_{n,n} = (1 - K_n)p_{n,n-1} \quad (2.9)$$

em que:

$p_{n,n-1}$  é a incerteza da estimativa que foi calculada durante a estimativa anterior.

$p_{n,n}$  é a estimativa de incerteza do estado atual.

Já a extrapolação da covariância é determinada pela Equação 2.10.

$$p_{n,n+1} = p_{n,n} + q_n \quad (2.10)$$

em que:

$p_{n,n+1}$  é a extrapolação da estimativa da incerteza.

$q_n$  é a variação de ruído do processo.

Assim, através das equações acima obtém-se os principais parâmetros utilizados em um Filtro de Kalman apresentados no Diagrama 2.8 da Seção 2.4. É importante ressaltar que as equações anteriores demonstram de forma específica as equações do Filtro de Kalman adaptadas para o caso específico de rastreamento de um objeto em uma direção com velocidade constante. É notório que a equação de extrapolação de estados e a equação de extrapolação da covariância dependem exclusivamente da dinâmica de cada sistema em questão.

## Desenvolvimento

Este capítulo apresenta as principais etapas elaboradas durante o desenvolvimento deste trabalho. Inicialmente é apresentado os principais materiais necessários para o desenvolvimento do mesmo. Além disso, nessa primeira sessão também é mostrado quais softwares serão utilizados, tanto no desenvolvimento do próprio dispositivo, quanto também para análise dos resultados. Em seguida é apresentado qual é a estrutura de funcionamento do dispositivo a ser desenvolvido e quais são os principais subsistemas que compõem esse sistema de alarme de estol. Dessa forma, espera-se ser possível apresentar o desenvolvimento e suas respectivas validações para cada parte desse trabalho de forma simples e detalhada.

### 3.1 Materiais e Métodos

Os principais componentes que constituem o sistema implementado são: O sensor inercial, o sensor de velocidade do ar, que é constituído por um tubo de Pitot e pelo sensor diferencial de pressão, a plataforma Arduino Uno e o módulo MP3 DFPlayer Mini. Todavia, faz-se necessário o uso de mais alguns outros componentes eletrônicos complementares no desenvolvimento deste dispositivo de pesquisa. Assim, uma síntese dos materiais utilizados ao longo do desenvolvimento deste projeto é apresentada na Tabela 3.1.

Tabela 3.1: Relação de componentes eletrônicos necessários para a construção do sensor.

Quantidade	Componentes
1	Placa Arduino Uno
1	Sensor MPU6050
1	Sensor MPXV7002dp
1	Tubo de Pitot
1	Módulo MP3 DFplayer mini
1	Auto-falante 3W 8 Ohms
2	Rele 5V DC
2	Transistor NPN BC547
1	Transistor NPN TIP122
3	Resistor 10k
1	Placa Protoboard
1	Modulo Conversor DC-DC LM2596
1	Bateria 9V
1	Adaptador bateria
-	Cabos(Jumper)

Além dos componentes eletrônicos descritos na Tabela 3.1, também é utilizado a IDE de programação Arduino versão 1.8.13, o simulador online gratuito de circuitos eletrônicos, TikerCard e a versão gratuita do Matlab R2018b para análise gráfica dos resultados.

Nas subseções seguintes é apresentado o uso dos componentes descritos na Tabela 3.1 na implementação desse dispositivo didático de pesquisa.

## 3.2 Aquisição e Processamento de Dados

Conforme discutido no Capítulos 1 e 2, neste trabalho a situação de estol é exclusivamente identificada através do monitoramento da velocidade da aeronave. Dessa forma, uma vez

que a aeronave atinge a velocidade de estol, o dispositivo é acionado auxiliando o piloto na manobra de retomada do envelope de voo através de procedimentos emitidos pelo Módulo MP3. Todavia, conforme a (FAA, 2016), é recomendado que o piloto de qualquer aeronave evite as situações de estol. Em função disso, esse dispositivo também busca emitir um alarme em quando a aeronave esta em uma configuração que pode agravar para uma situação de estol. Esse aviso que é chamado de alarme de pré-estol ocorre situações nas quais a velocidade da aeronave esta próxima da velocidade estol e com um elevado valor de ângulo de pitch.

Dessa forma é necessário fazer o controle da velocidade e do ângulo de pitch da aeronave. Esses são os dois parâmetros utilizados pelo dispositivo implementado. Eles são adquiridos, respectivamente, através de um sensor diferencial de pressão junto ao Tubo de Pitot e através de um módulo inercial. Assim, por meio do processamento dos dados obtidos por esses sensores é possível fazer o acionamento do módulo MP3 com os comandos adequados para cada situação de estol e pré-estol. O esquema apresentado na imagem a seguir é uma representação do modo de funcionamento das principais partes desse dispositivo.

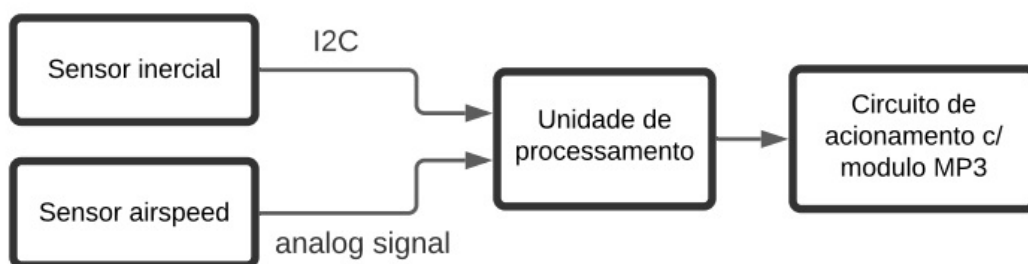


Figura 3.1: Esquema com as principais partes que compõem o dispositivo desenvolvido.

O processamento dos dados fornecidos pelos sensores e a identificação das situações de pré-estol e estol é executado por uma plataforma Arduino Uno. Na Figura 3.2 é apresentado um fluxograma de como essas duas situações são identificadas através dos dados de velocidade e ângulo de pitch da aeronave.



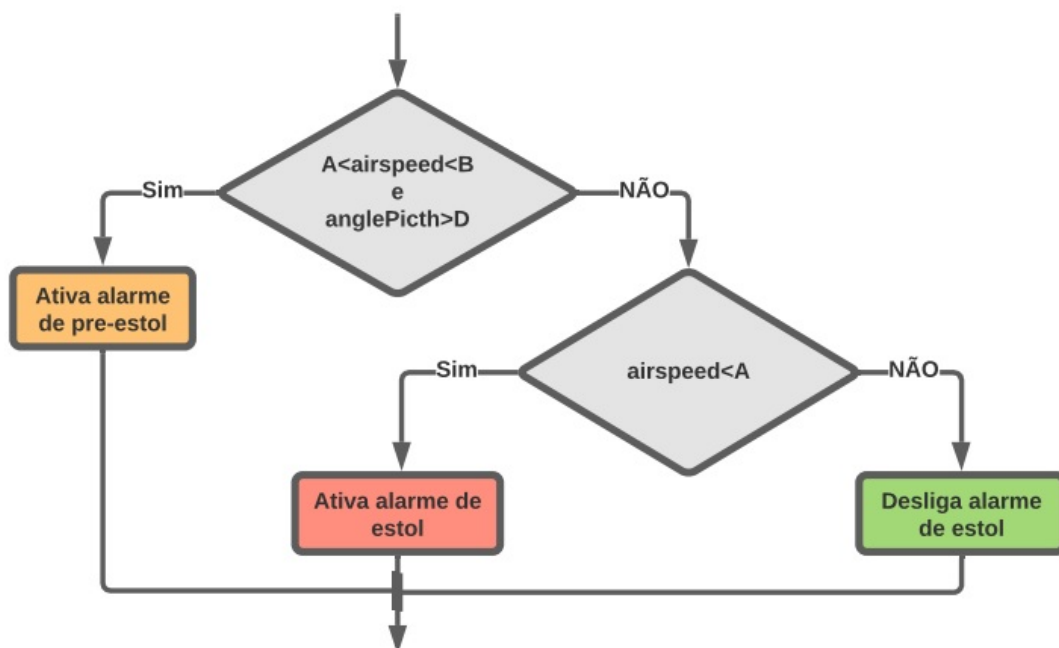


Figura 3.2: Fluxograma para identificação das condições de pré-estol e estol.

Os valores de velocidade  $A$  e  $B$  no diagrama apresentado na Figura 3.2 delimitam uma faixa de segurança ligeiramente superior à velocidade de estol e são determinados considerando uma porcentagem da velocidade mínima de sustentação encontrada no manual do fabricante de cada aeronave. Já o valor angular da variável  $D$  pode ser determinada pelo usuário considerando um percentual do ângulo crítico de sua aeronave, que de acordo com a FAA (2016) é em torno de  $12^\circ$  a  $20^\circ$  dependendo de cada aeronave.

Conforme apresentado na seção 2.2, sabe-se que o valor da velocidade de estol se altera em movimentos curvilíneos. Por esse motivo, neste projeto também é executado o monitoramento do ângulo de roll com propósito de aplicar um ganho de 40% nos valores  $A$  e  $B$ , com propósito de deslocar essa margem de segurança determinada por esses dois parâmetros, possibilitando assim identificar devidamente a situação de estol mesmo com a aeronave em movimento curvilíneo. A Figura 4.6 da seção 4 apresenta o resultado dessa implementação. O modo de monitoramento do ângulo de roll é discutido com maior profundidade na seção 3.3.

Conforme na Figura 3.2, o aviso de pré-estol é acionado somente em situações em que a aeronave apresenta uma velocidade ligeiramente superior à velocidade de estol e elevado ângulo de pitch. O reconhecimento de um alto valor desse ângulo para identificação do pré-estol, busca evitar que o piloto ultrapasse o ângulo crítico de sustentação através do aumento inadvertidamente do ângulo de pitch. Já o aviso da situação que estol é acionado exclusivamente quando a velocidade da aeronave é inferior à velocidade de estol configurada de acordo o manual do usuário de cada aeronave.

Uma vez explicado o funcionamento geral do dispositivo de pesquisa a ser desenvolvido,

a seguir é apresentado em mais detalhes a obtenção dos valores de velocidade, ângulo de pitch, ângulo de roll e assim também como o modo acionamento do módulo MP3.

### 3.3 Obtenção do ângulo de Pitch e de Roll

O sensor inercial utilizado neste trabalho de pesquisa é o módulo MPU6050 que contém um acelerômetro e um giroscópio triaxial do tipo MEMS, resultando em um dispositivo com 6 graus de liberdade (6DOF). Devido ao seu conversor analógico digital de 16 bits, esse módulo permite obter com precisão as acelerações e rotações angulares ao longo dos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ . A Figura 3.3 apresenta uma foto desse dispositivo.

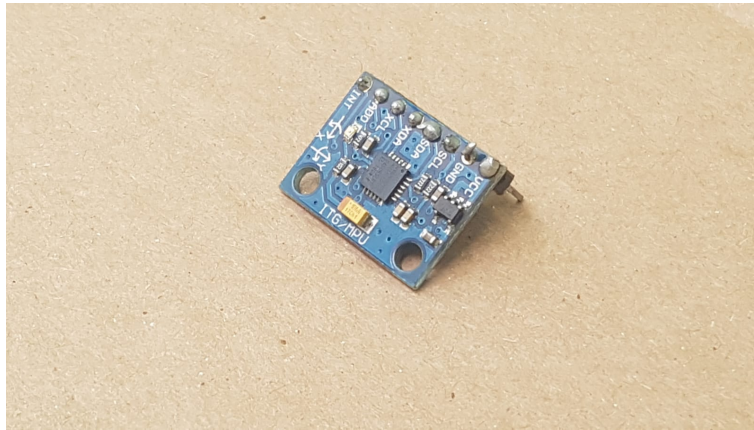


Figura 3.3: Sensor inercial MPU6050 adquirido para obtenção dos ângulos pitch e de roll do dispositivo de pesquisa.

A escolha da utilização deste módulo inercial considerou a relação custo e benefício e também sua acessibilidade no mercado em comparação a outros dispositivos que desempenham essa mesma função. A Tabela 3.2 mostra algumas das principais especificações técnicas deste produto.

Tabela 3.2: Especificações técnicas do módulo inercial MPU6050.

Tensão de Operação	3-5VDC
Comunicação	I2C
Faixa do Giroscópio	$\pm 250, 500, 1000, 2000^\circ/s$
Faixa do Acelerômetro	$\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16g$

O próximo passo para a utilização desse sensor inercial é a sua integração com o Arduino para a obtenção de dados via comunicação I2C. A Figura 3.4 apresenta um diagrama esquemático do modo ligação entre o Arduino e este dispositivo.

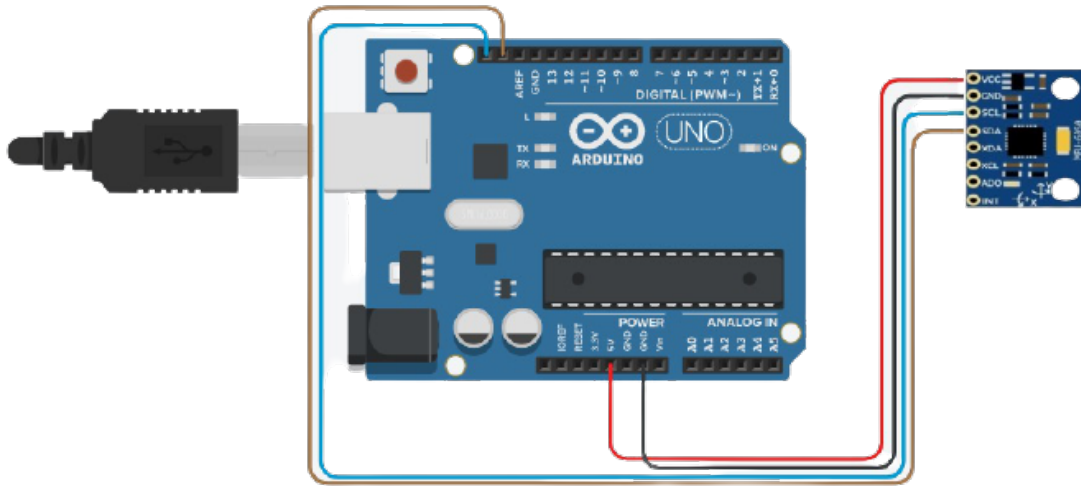


Figura 3.4: Diagrama esquemático de comunicação entre o Arduino e o sensor inercial.

Uma vez estabelecida a comunicação conforme a Figura 3.4, torna-se possível obter as acelerações e rotações angulares ao longo dos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ . Através desses valores, calcula-se o ângulo de pitch utilizando as componentes da aceleração da gravidade decomposta ao longo dos eixos  $x$  e  $z$ , como mostrado no diagrama a seguir.

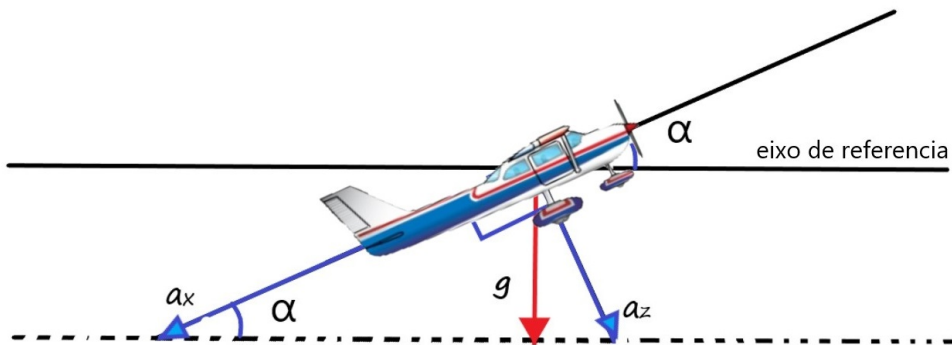


Figura 3.5: Traçado para o cálculo do ângulo de pitch da aeronave.

Na Figura 3.5 o vetor da aceleração da gravidade, indicado por  $g$ , é decomposto pelo próprio hardware através das componentes de aceleração  $a_x$  e  $a_z$ . Então, através das relações trigonométricas no triângulo retângulo, obtém-se a equação abaixo. Esta equação só é válida em situações com velocidade constante.

$$\tan(\alpha) = \frac{a_z}{a_x} \Rightarrow \alpha = \tan^{-1}\left(\frac{a_z}{a_x}\right) \quad (3.1)$$

Assim, através da Equação 3.1 determina-se o ângulo pitch ( $\alpha$ ) utilizado exclusivamente na identificação da situação de pré-estol, conforme explicado pelo digrama na Figura 3.2. A obtenção do ângulo de roll ocorre de maneira análoga ao modo de obtenção do ângulo de pitch apresentado anteriormente. O diagrama na Figura 3.6 mostra como as acelerações  $a_y$  e  $a_z$  são utilizadas no cálculo aproximado do ângulo de roll( $\phi$ ).

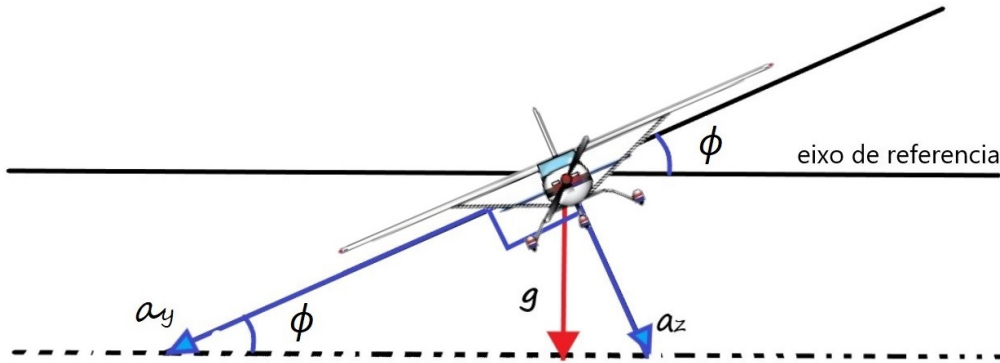


Figura 3.6: Traçado para o cálculo do ângulo de roll da aeronave.

Dessa forma, um valor aproximado para o ângulo de roll( $\phi$ ) pode ser obtido através da Equação 3.2. É importante resultar que o valor de ( $\phi$ ) obtido através dessa equação busca apenas identificar situações em que a aeronave esta em movimentos curvilíneos e nao medir com precisão qual o valor para o ângulo de roll( $\phi$ ), uma vez que calculado da forma como mostrado na Figura 3.6 existe uma interferência da aceleração centrípeta no valor calculado dessa forma.

$$\tan(\phi) = \frac{a_z}{a_y} \Rightarrow \phi = \tan^{-1}\left(\frac{a_z}{a_y}\right) \quad (3.2)$$

Portanto, através das Equações 3.1 e 3.2 pode-se obter os ângulos de pitch ( $\alpha$ ) e roll ( $\phi$ ), considerando apenas com os dados oriundos dos acelerômetros. Todavia, como os acelerômetros são sensíveis a vibrações e ruídos externos, os ângulos pitch e roll tornam-se consequentemente susceptíveis a estes fatores. Dessa forma, com o propósito de tornar a medida desses ângulos robustos a estes fenômenos externos, foi implementado um Filtro de Kalman utilizando a biblioteca Kalman Filter Library em sua versão 1.0.2, disponível gratuitamente na plataforma Arduino. Na aplicação com essa biblioteca, o Filtro de Kalman implementado tem por padrão a taxa de amostragem igual 10 *ms*.

A implementação desse Filtro de Kalman ocorreu por meio da função *getAngle()*, que para calcular os ângulos de pitch e roll baseado nos dados dos giroscópios, considera a rotação

angular fornecida pelos giroscópios nos eixos y, x e a variação temporal entre as amostras. Assim, a partir dessa modificação, o ângulo de pitch e de roll resultante está em função tanto dos ângulos calculados a partir dos dados oriundos dos acelerômetros quanto também dos ângulos calculados a partir dos dados dos giroscópios por meio da função *getAngle()*. O gráfico a seguir mostra os resultados obtidos a partir destas alterações.

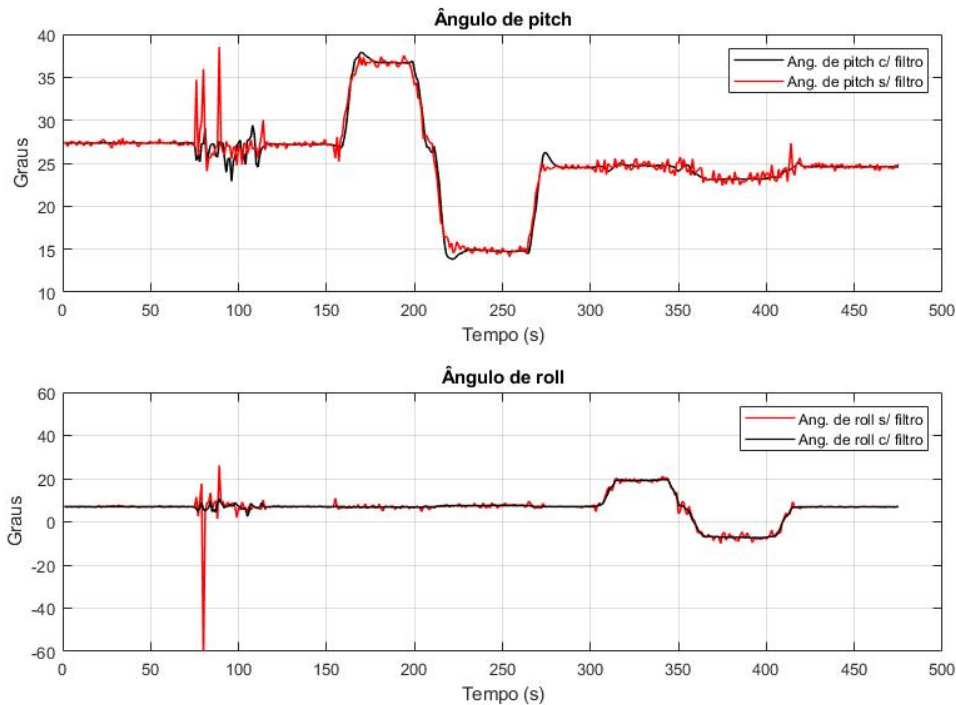


Figura 3.7: Medida do ângulo de pitch e de roll, com e sem a implementação do Filtro de Kalman.

A Figura 3.7 apresenta os resultados dos testes de funcionamento do módulo inercial com o Arduino. O objetivo desse teste é validar as implementações realizadas até essa etapa do projeto. Conforme apresentado na Figura 3.7, aproximadamente a partir de 70s até 120s, o acelerômetro é submetido propositalmente a vibrações externas. Nota-se que, de fato, tanto ângulo de pitch e roll calculado considerando exclusivamente os dados oriundos dos acelerômetros sofre a interferência das vibrações externas aplicadas ao sistema. Porém, o ângulo de pitch e roll resultante, calculados a partir do Filtro de Kalman, se mostram robustos a essas interferências.

### 3.4 Obtenção da Velocidade

O sensor airspeed utilizado nesse projeto didático é formado por um Tubo de Pitot JMT-PT60 e pelo sensor diferencial de pressão piezoresistivo MPXV7002DP. Esse sensor mede a pressão diferencial fornecida pelo Tubo de Pitot, representando o valor medido através de um sinal analógico de 0,5V a 4,5V. A figura a seguir é uma foto desses componentes.



Figura 3.8: Sensor diferencial de pressão conectado ao tubo de Tubo de Pitot JMT-PT60 para medição da velocidade da aeronave.

A escolha pelo uso do sensor diferencial MPXV7002DP e do Tubo de Pitot JMT-PT60 nesta primeira etapa do trabalho se deu devido a rápida acessibilidade a estes produtos para aplicação neste projeto. Embora esses dispositivos tenham apresentado bons resultados nos testes realizados, espera-se que nas próximas etapas seja possível avaliar a performance de outros modelos de menor custo para esta mesma função, como por exemplo do sensor MS4525DO da empresa TE Connectivity. A Tabela 3.3 mostra algumas das principais especificações técnicas do sensor MPXV7002DP utilizado neste trabalho.

Tabela 3.3: Especificações técnicas do sensor MPXV7002DP.

Tensão de Operação	3-5VDC
Comunicação	Analógico 0.5 a 4.5VDC
Faixa de operação	-2 a 2 Kpa
$\Delta P$ Máximo	75 Kpa ( $P_1 > P_2$ )

A Figura 3.9 apresenta o diagrama esquemático de conexão entre este sensor e o Arduino.

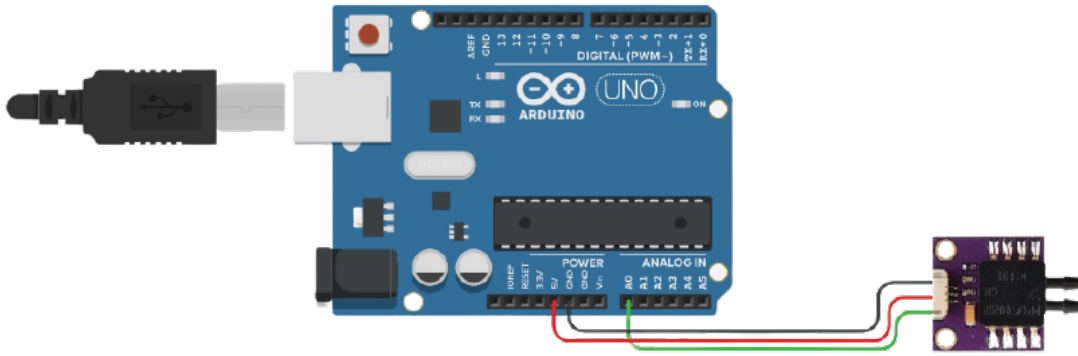


Figura 3.9: Diagrama esquemático de comunicação entre o Arduino e o sensor airspeed.

Conforme apresentado na seção 2.3, pode-se obter a velocidade da aeronave através da diferença de pressão medida em um Tubo de Pitot. Com o uso deste sensor neste projeto, o valor do diferencial de pressão é representado por um sinal analógico de 0,5V a 4,5V volts que é processado pelo Arduino. A Figura 3.10 representa a relação entre o valor diferencial de pressão medido pelo sensor e o sinal analógico recebido pelo Arduino Uno em sua porta analógica A0.

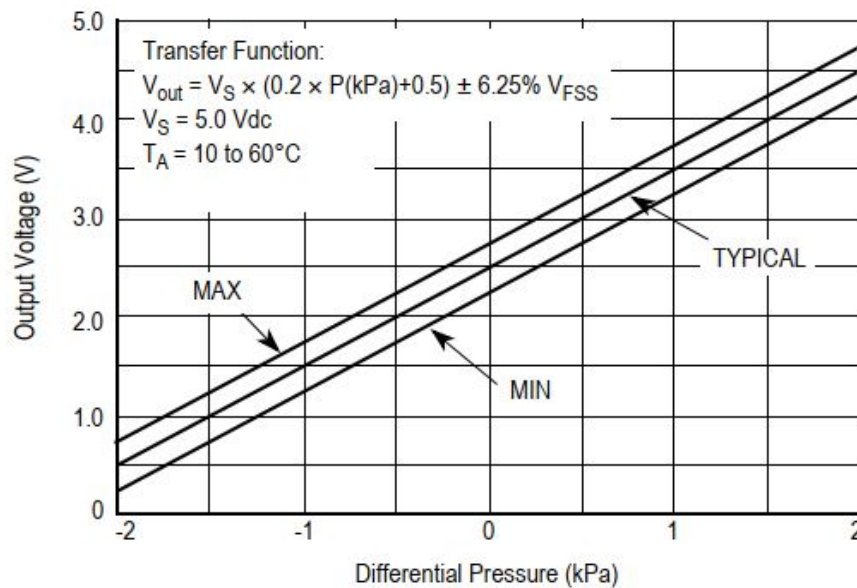


Figura 3.10: Curva do sensor diferencial de pressão que relaciona o valor medido a um sinal analógico.

A convenção do valor de pressão em  $Kpa$  para tensão de saída em volts é dada através da Equação 3.3, em que  $V_r$  é a leitura de tensão do Arduino e  $V_s$  é a tensão de alimentação desse dispositivo, que nesse caso é 5 V.

$$V_r = \frac{V_s}{5} \Delta P + \frac{V_s}{2} \quad (3.3)$$

desse modo, o diferencial de pressão  $\Delta P$  em  $Kpa$  pode ser determinado através da Equação 3.4.

$$\Delta P = 1000 \cdot \left( \frac{5V_r}{V_s} - \frac{5}{2} \right) \quad (3.4)$$

Assim, aplicando o diferencial de pressão  $\Delta P$  determinado pela equação Equação 3.4 na equação 2.4 da seção 2.1, obtém-se:

$$v = \sqrt{\frac{2000 \cdot \left( \frac{5V_r}{V_s} - \frac{5}{2} \right)}{\rho}} \quad (3.5)$$

em que  $V_r$  será

$$V_r = \frac{Valor_{ADC} \cdot V_s}{2^{10} - 1} \quad (3.6)$$

Finalmente, aplicando o resultado da Equação 3.6 na Equação 3.5, obtém-se uma equação unificada para obtenção da velocidade calculada a partir do Tubo de Pitot.

$$v = \sqrt{\frac{1000 \cdot \left( \frac{R}{2^{10}-1} - 0.5 \right)}{\rho}} \quad (3.7)$$

em que  $R$  é leitura do pino analógica do Arduino e  $\rho$  é a densidade do ar. Para validação dos procedimentos realizados anteriormente, a Figura 3.11 apresenta o resultado de um teste para obtenção da velocidade do fluxo de ar de um secador de cabelo.

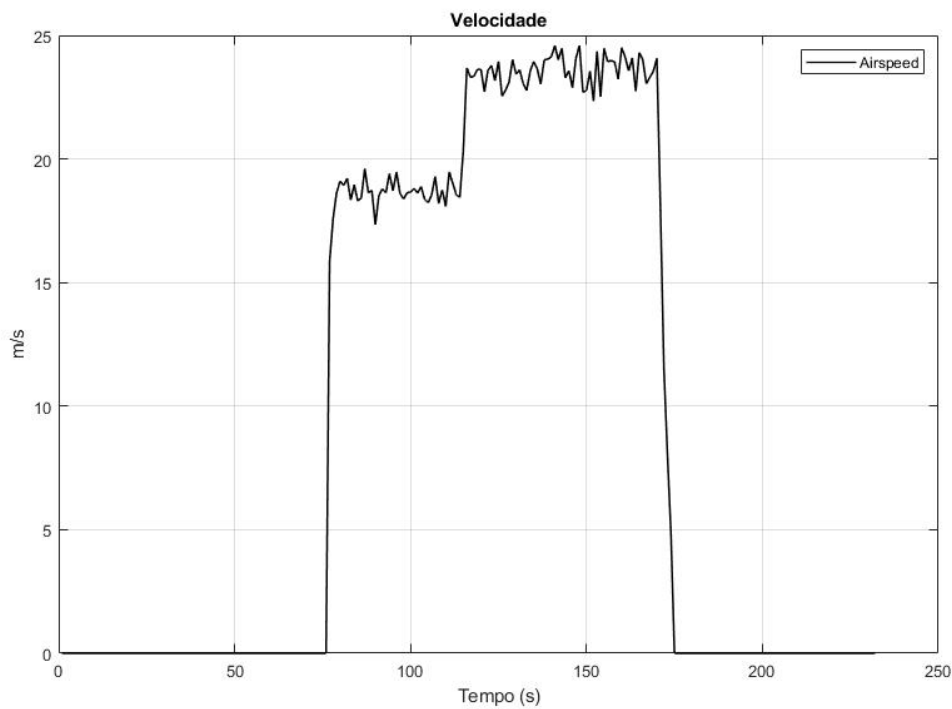


Figura 3.11: Velocidade de um fluxo de ar gerado por um secador de cabelo a 10 cm de distância do Tubo de Pitot.



O gráfico apresentado na Figura 3.11 é resultado da medição do fluxo de ar gerado por um secador de cabelo nas velocidades 1 e 2, a 10 cm de distância do Tubo de Pitot. Nota-se que devido o fluxo oriundo da hélice do equipamento ser turbulento, a medição da velocidade se torna suscetível a essa situação. É por esse motivo, que de acordo com WILLIAM (1958), a instalação de Tubo de Pitot em uma aeronave deve ser feita em regiões nas quais o fluxo de ar que passa por esse dispositivo, não sofra interferência de elementos externos, como por exemplo a superfície frontal da fuselagem.

### 3.5 Circuito de Acionamento

O módulo MP3 utilizado no desenvolvimento desse dispositivo didático é o módulo MP3 DFPlayer Mini. A Figura 3.12 apresenta uma foto desse dispositivo.

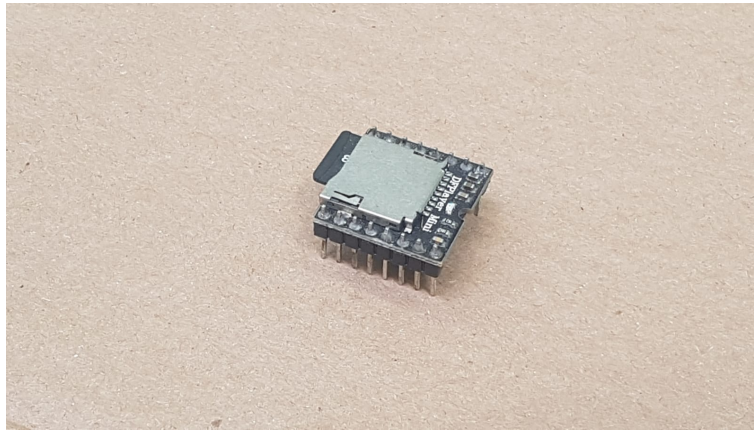


Figura 3.12: Módulo MP3 utilizado nesse projeto para emissão dos alarmes de pré-estol e estol de acordo com a situação da aeronave.

A escolha da utilização deste aparelho se deu pela conformidade em relação às exigências deste projeto e também por apresentar uma excelente relação custo e benefícios em comparação a outros módulos MP3. Uma síntese dos principais recursos que este aparelho oferece é apresentado na Tabela 3.4.

Tabela 3.4: Especificações técnicas do módulo MP3.

Tensão de Operação	3.3-5VDC
Comunicação	Botões e interface serial
Formatos suportados	MP3, WAV, WMA
Cap. Max. do cartão SD	32GB

A utilização desse modo neste projeto ocorre por meio do circuito eletrônico apresentado no diagrama a seguir.

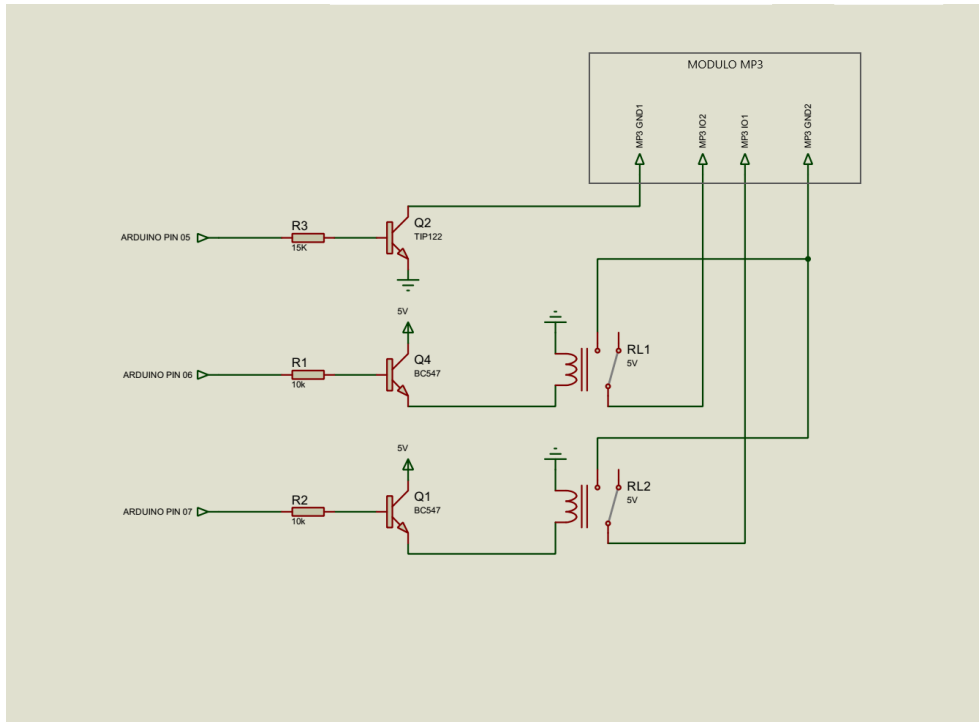


Figura 3.13: Diagrama do circuito eletrônico de controle do módulo MP3.

Como mostrado na Figura 3.13, o circuito eletrônico responsável por controlar o módulo MP3 que emite os avisos das condições de pré-estol e estol é alimentado por uma tensão de 5 volts fornecida através de um módulo regulador de tensão DC-DC LM2596, associado a uma bateria de 9 V. Além disso, o circuito apresenta uma chave on-off para o controle de funcionamento desse dispositivo didático.

O funcionamento do módulo MP3 nesse circuito é controlado por meio de 1 transistor TIP122 e de 2 transistores BC547, que nesse circuito são utilizados como interfaces. Assim, torna-se possível utilizar o módulo MP3 no modo *standalone*, sendo controlado indiretamente pelo Arduino.

A porta digital 5 do Arduino é utilizada para ligar e desligar o módulo MP3 através do TIP122. Já a porta digital 6 é utilizada para controlar um dos transistores BC547 que ao entrar no estado saturado, alimenta as bobinas de um dos relés eletromecânicos do circuito. O chaveamento do relé faz com que a porta IO2 do módulo MP3 seja acionada, fazendo assim soar o alarme de pré-estol. De modo análogo ocorre o acionamento da porta IO1 deste módulo para emissão do alarme de estol, só que nesse caso é utilizado a porta digital 7.

Tanto os transistores BC547 como os relés eletromecânicos utilizados no diagrama apresentado na Figura 3.13, foram escolhidos considerando devido as baixas correntes e tensões necessárias para a operação dos mesmos, bem como a capacidade máxima de tensão e corrente do Arduino Uno, que opera em média de 0 a 5 V e de 20 a 40mA por saída digital.

Já os resistores utilizados no diagrama apresentado na Figura 3.13 tem o propósito de proteger o Arduino através da limitação da corrente drenada das saídas digitais do mesmo e foram determinados do seguinte modo.

Resistores de base do transistor TIP122:

$$\Delta V_{base} = 5V - V_{be} = 5V - 2.5V = 2.5V \quad (3.8)$$

em que  $V_{be}$  é a tensão entre base e emissor no transistor e  $\Delta V_{base}$  é a tensão sobre o resistor de base a ser determinado. Considerando que de acordo folha de dados do módulo MP3, o consumo de energia é de no máximo  $150\text{ mA}$ , então a corrente no coletor será de  $I_c=150\text{ mA}$ . Para o transistor TIP122,  $h_{fe} = 1000$ . Assim tem-se que:

$$I_b = \frac{150\text{mA}}{h_{fe}} = 150\mu\text{A} \quad (3.9)$$

logo, o resistor de base ( $R_b$ ) será:

$$R_b = \frac{\Delta V_{base}}{I_b} = \frac{2,5V}{150\mu\text{A}} = 16,667K\Omega \quad (3.10)$$

Escolhendo um resistor comercial com valor aproximado, determinou-se  $R_b = 15K\Omega$ . De modo análogo, para os resistores de base dos transistores BC547, tem-se:

$$\Delta V_{base} = 5V - V_{be} = 5V - 0.7V = 4,3V \quad (3.11)$$

Considerando que a corrente das bobinas dos reles utilizados é de  $50\text{mA}$ , a corrente no coletor dos transistores BC547 será de  $I_c = 50\text{ mA}$ . Para o transistor BC547,  $h_{fe} = 110$ . Assim tem-se que:

$$I_b = \frac{50\text{mA}}{h_{fe}} = 454,54\mu\text{A} \quad (3.12)$$

logo, os resistores de base ( $R_b$ ) para os transistores BC547, será:

$$R_b = \frac{\Delta V_{base}}{I_b} = \frac{4,3V}{454,54\mu\text{A}} = 10,341K\Omega \quad (3.13)$$

Dessa forma, escolhendo um resistor comercial com valor aproximado, determinou-se  $R_b = 10K\Omega$  para ambos transistores BC547.

Assim, o circuito eletrônico apresentado em Figura 3.13, tem o propósito apenas de controlar os áudios emitido pelo módulo MP3 com os avisos e procedimentos a serem realizados pelo piloto durante as situações de pré-estol e estol, identificadas conforme explicado através da Figura 3.2.

## Resultados e Discussões

No capítulo anterior foi apresentado o desenvolvimento e os resultados alcançados em cada uma das principais áreas deste projeto. Por estratégia de projeto, o objetivo daquela abordagem foi desenvolver e verificar o funcionamento individual de cada parte implementada. Já nesse capítulo, o objetivo é apresentar os resultados da integração de todas as etapas anteriores com o propósito de avaliar o funcionamento completo desse dispositivo. Na página do GitHub <https://github.com/JRizaias/arquivosTCC> pode ser encontrado os programas referentes aos testes realizados.

Assim, inicialmente é apresentado o resultado completo da montagem do dispositivo didático para o estudo da identificação da situação de estol. Em seguida é apresentado os resultados dos testes com o dispositivo em uma condição estática, com propósito de verificar a integração realizada. Após essa verificação, são realizados testes de para a identificação da situação de pre-estol e estol com dispositivo diatático sem nenhuma inclinação lateral da aeronave. Por fim, é verificado se o dispositivo desenvolvido é capaz de fazer a identificação da situação do pre-estol em um movimento curvilíneo (ângulo de roll não nulo), simulando um voo com fator de carga diferente de 1  $G$ . Por ultimo, é apresentado os resultados dos testes dinâmicos realizados.

### 4.1 Montagem do Dispositivo Didático

O resultado da integração entre esses módulos eletrônicos, bem como da montagem do circuito eletrônico completo na estrutura de testes, é apresentado na figura 4.1.

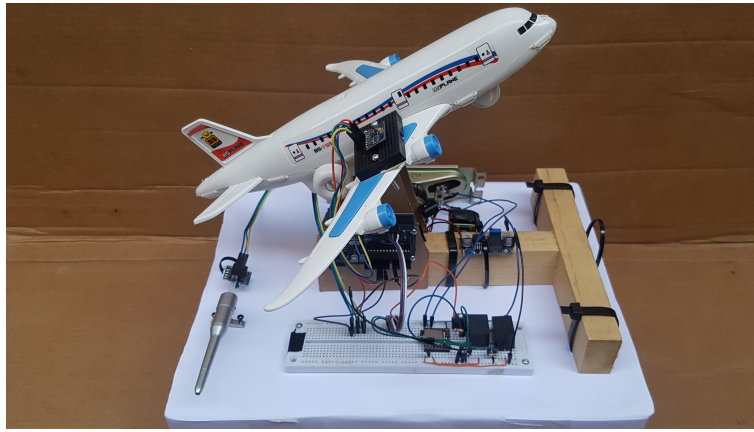


Figura 4.1: Protótipo didático desenvolvido para a pesquisa de identificação de situações de estol.

## 4.2 Teste Estático

A realização do teste estático com dispositivo apresentado na figura 4.1 tem o propósito de verificar o funcionamento completo do dispositivo em relação a obtenção dos dados de velocidade e ângulo de pitch, além de também avaliar emissão do alarme do estol de acordo às condições de testes.

A figura 4.2 apresenta o esquema montado com o dispositivo didático em uma bancada com o uso de um secador de cabelo para simulação da aeronave deslocando-se com uma velocidade constante. Nessa bancada construída infelizmente não será possível simular situações com aceleração centrípeta como ocorre em movimentos curvilíneos devido os graus de liberdade desta plataforma de teste. Como a aeronave está fixa a uma estrutura articulada, também é possível analisar a obtenção do ângulo de pitch através do sensor inercial MPU6050.

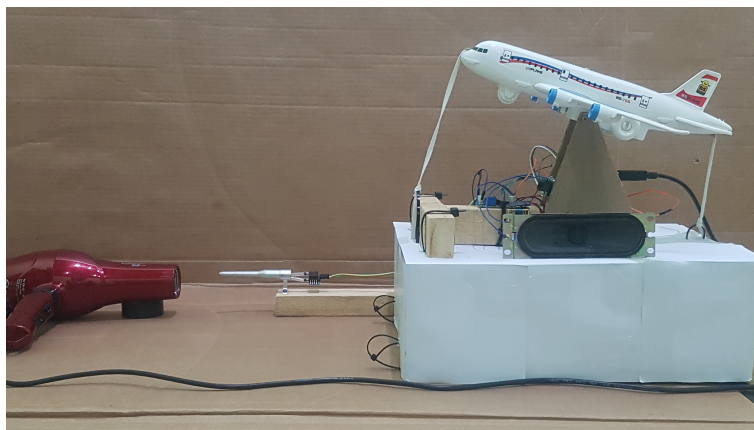


Figura 4.2: Esquema montado em uma bancada para realização de testes estáticos.

A seguir é apresentado o resultado do teste para verificação da obtenção dos valores de ângulo de pitch e de velocidade.

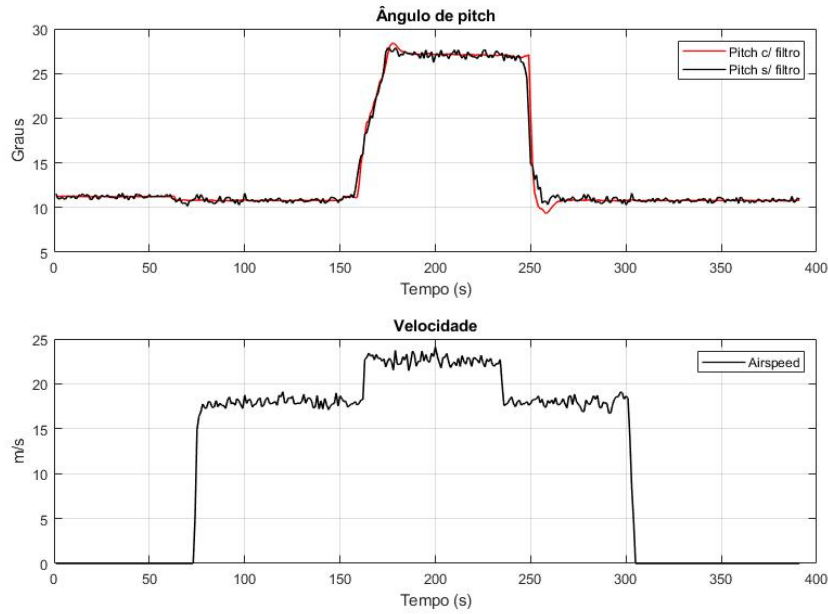


Figura 4.3: Teste de verificação da captura dos valores de ângulo de pitch e de velocidade.

Através da Figura 4.3, nota-se que conforme esperado, é possível obter com precisão os ângulos de pitch e a velocidade do fluxo de ar em relação ao Tubo de Pitot. Dessa forma, pode-se afirmar que integração entre a unidade de processamento e os periféricos estão bem integrados e operando corretamente. A Figura 4.4 apresenta os resultados de um teste realizado para a verificação da identificação de uma situação de pré-estol. Para esse teste determinou-se  $A = 18m/s$  e  $B = 22m/s$  e  $D = 20^\circ$ .

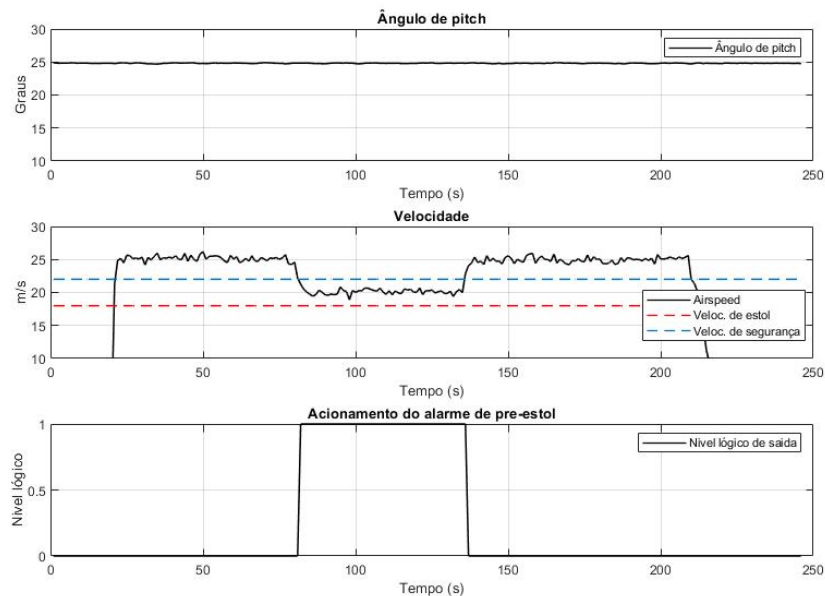


Figura 4.4: Resultado do teste realizado em bancada para identificação de uma situação de pré-estol causada devido o aumento do angulo de pitch e redução da velocidade.

Percebe-se que no momento em que a velocidade do ar emitida pelo soprador é alterada da velocidade 2 para a velocidade 1, a velocidade medida pelo sensor airspeed se torna inferior a velocidade de segurança determinada pelo parâmetro  $B$ . Assim, nesse instante ocorre a ativação do alarme de pré-estol, que nesse gráfico é representado pelo nível lógico alto da saída digital 6 do Arduino.

De modo análogo, também foi realizado um teste para identificação da situação de estol. Nessa etapa como não é possível alterar a velocidade secador de cabelo, determinou-se os parâmetros  $A = 20m/s$ ,  $B = 22m/s$  e  $D = 20^\circ$ . O resultado alcançado é apresentado na Figura 4.5.

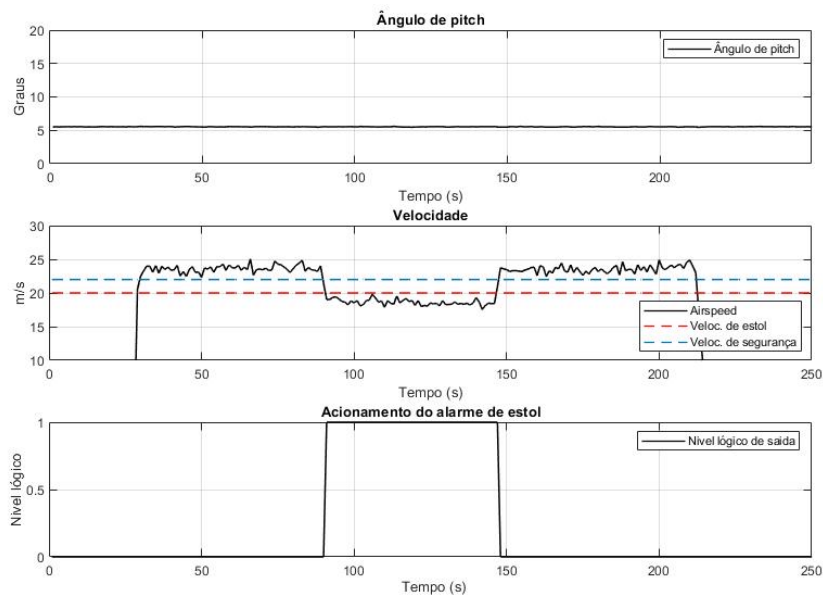


Figura 4.5: Resultado de teste realizado em bancada para identificação da situação de estol devido a redução da velocidade da aeronave.

Através da Figura 4.5 percebe-se que o acionamento da saída digital 7 do arduino ocorre no instante em que a velocidade medida pelo Tubo de Pitot se torna inferior à velocidade de estol configurada nesse teste como  $A = 20m/s$ .

Com propósito de verificar a identificação das situações de pré-estol e estol com dispositivo em movimento curvilíneo ( $\phi \neq 0$ ), foi realizado o teste cujo resultado é apresentado na Figura 4.6.

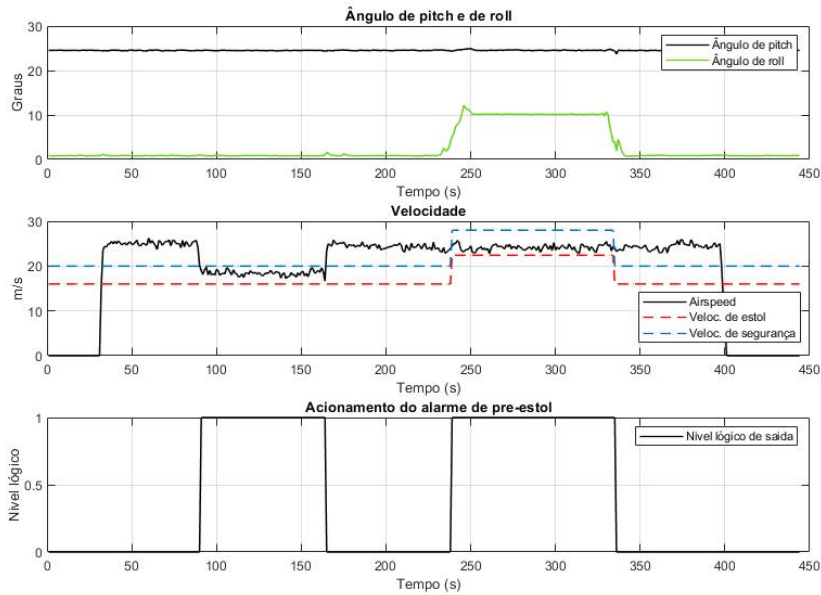


Figura 4.6: Resultado de teste realizado em bancada para detecção de movimentos curvilíneos e alteração da margem de segurança.

A Figura 4.6 mostra o que quando  $\phi \neq 0$ , ocorre a alteração nas velocidades, A e B que determinam a margem de segurança para o alarme de pré-estol e estol. Assim, pode-se concluir que o dispositivo implementado é capaz de perceber a inclinação da aeronave em uma trajetória curvilínea e com isso ajustar os limites de velocidades para essa condição, conforme discutido na seção 2.2. Através desse ajuste nos limites de velocidades, torna-se possível consequentemente emitir sinais de alerta caso esses limites sejam ultrapassados, identificando portanto essas situações mesmo em movimentos curvilíneos.

### 4.3 Testes Dinâmicos

Os testes estáticos, cujos resultados foram apresentados na seção anterior, tiveram propósito de avaliar o funcionamento do dispositivo em relação à integração dos sensores e emissão do alarme de pre-estol e pre-estol de acordo com aquelas condições de teste. Estas condições também foram simuladas em uma situação prática com uso de automóvel Fiat Mobi e seus resultados serem apresentados a seguir. Portanto, essa etapa de testes dinâmicos ter o objetivo de verificar a identificação daquelas condições em uma situação prática, simulando a operação do dispositivo em uma aeronave real.

Os resultados a serem apresentados a seguir foram obtidos por meio do dispositivo apresentado na Figura 4.1, preso no banco dianteiro de um automóvel, deslocando-se em uma via de fluxo rápido em um trecho com pouca variação no relevo para evitar interferências na medição do ângulo de pitch. Desse modo, espera-se que o dispositivo didático apresente nível lógico alto em suas saídas digitais de acordo com cada condição de teste, proporcionando



consequentemente o acionamento correto dos alarmes através do módulo MP3, como exemplificado na Figura 3.2. Assim, a figura 4.7 apresenta a fixação do dispositivo de pesquisa no veículo de teste.



Figura 4.7: Fixação do sensor didático para a realização dos testes dos testes dinâmicos.

A figura 4.7 apresenta a visão externa do veículo com o sistema já instalado para realização dos testes dinâmicos. Os únicos componentes externos ao veículo são os componentes que compõem o sistema de medição da velocidade do ar, composto pelo Tubo de Pitot e pelo sensor diferencial de pressão. Todos os demais componentes do sistema de alarme de estol foram colocados no interior do veículo conforme detalhado na Figura 4.8 .



Figura 4.8: Visão interna do veículo com o sensor didático já fixado para a realização dos testes dos testes dinâmicos.

De acordo apresentado na Figura 4.8 , todos os componentes do sensor de estol desen-

volvendo, exceto o sistema de medição da velocidade do ar, estão no interior do veículo. Essa configuração foi escolhida visando possibilitar o ajuste rápido do ângulo de aeronave durante a realização dos testes como também com objetivo de deixar audível o alerta emitido pelo módulo MP3.

Uma vez instalado o dispositivo no veículo como mostrado nas Figuras 4.7 e 4.8, foram determinados os parâmetros  $A = 60\text{km/h}$ ,  $B = 70\text{km/h}$  e  $D = 25^\circ$ . Esses valores não representam dados reais de aeronaves e foram determinados apenas considerando as velocidades permitidas e o relevo no local de realização de testes. Em uma situação real em uma aeronave esses valores devem ser determinados conforme explicado na seção 3.2 e com base no manual do fabricante da aeronave. Já o valor de  $\rho = 1.1255\text{kg/m}^3$  foi determinado considerando as condições climáticas do horário de realização do teste.

Após a configuração dos parâmetros do sistema com aqueles valores, o veículo foi colocado em uma velocidade de aproximadamente  $90\text{km/h}$ . Em parte do percurso de teste, a velocidade do veículo então foi reduzida para aproximadamente  $65\text{km/h}$ , e após a ativação do alarme de estol, a velocidade era retomada a um valor próximo à velocidade inicial. O gráfico apresentado na Figura 4.9 mostra os resultados obtidos durante esse teste de pré-estol descrito anteriormente.

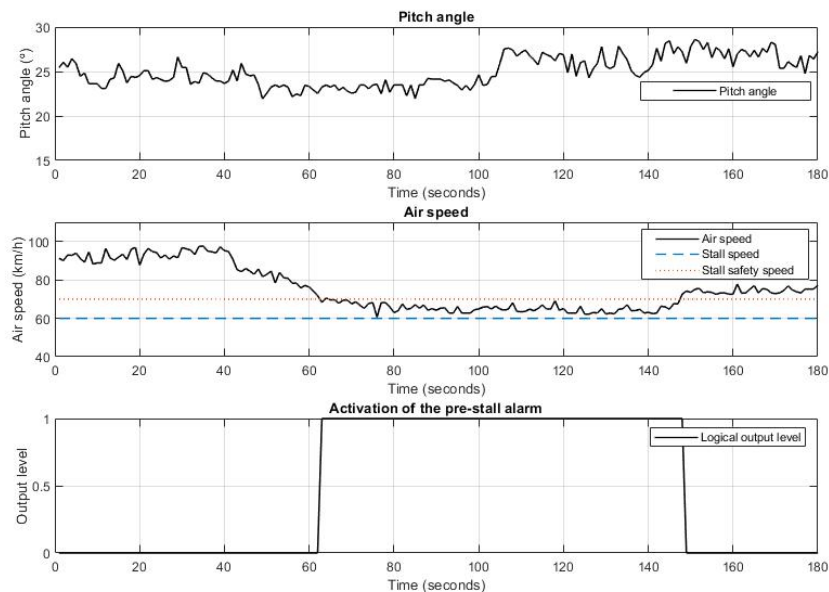


Figura 4.9: Resultados do teste com dispositivo para identificação da condição de pré-estol.

Conforme apresentado na Figura 4.9, o acionamento do alarme de pré-estol ocorre a partir do momento em que o ângulo de pitch é superior a  $20^\circ$  e a velocidade da aeronave é inferior a  $70\text{km/h}$ , de acordo com a condição prevista para os valores de  $A$  e  $B$  e  $D$  predeterminados inicialmente. Além disso, notou-se que o valor do ângulo de pitch apresenta maior sensibilidade à ruídos e a variações de acelerações longitudinais, sobretudo quando

acontecem de maneira abrupta.

De modo análogo ao teste anterior, foi realizado também o teste para identificação da situação de estol. Todavia, para este caso a velocidade do veículo teve que ser reduzida a uma velocidade inferior a  $60\text{km/h}$ , uma vez que esta foi a velocidade de estol configurado no dispositivo desenvolvido antes do início da realização dos testes. Destaca-se que neste caso o ângulo de pitch da aeronave foi configurado para aproximadamente  $12^\circ$ , uma vez que a ativação do alarme de estol é independente deste valor. A 4.10 apresenta o resultado deste teste.

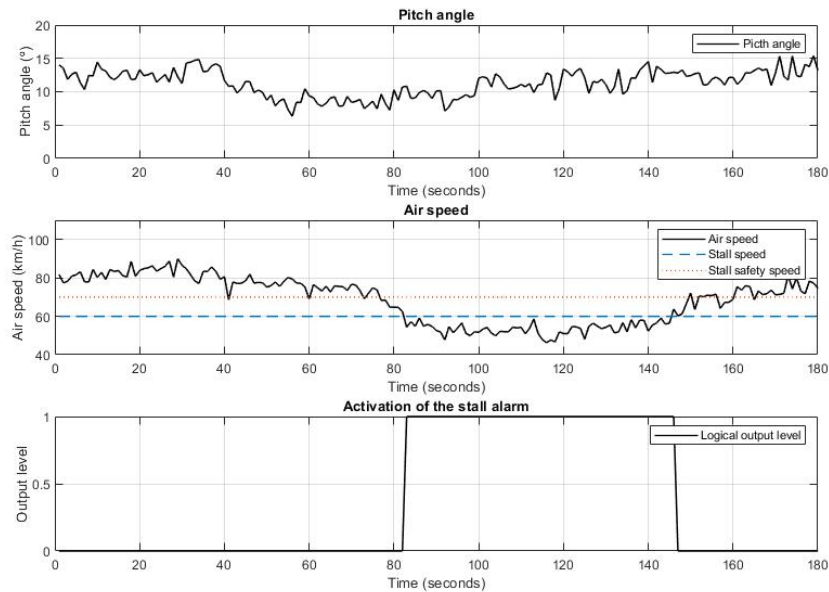


Figura 4.10: Resultados do teste com o dispositivo desenvolvido para a identificação da condição de estol devido a baixa velocidade.

Conforme apresentado na 4.10, percebe-se que de fato o acionamento do alarme de estol ocorre exclusivamente enquanto a velocidade da aeronave se torna inferior à velocidade de estol, de acordo com o esperado. Apesar dos sinais de velocidade e ângulo de pitch, apresentados nas Figuras 4.9 e 4.10 serem suscetíveis a ruídos e perturbações externas, ainda sim foi possível identificar as situações de pré-estol e estol nesta primeira etapa de testes dinâmicos.

Nas Figuras 4.9 e 4.10 a velocidade aeronave medida através do Tubo de Pitot junto ao sensor diferencial de pressão ainda apresenta ligeiras oscilações que podem ser corrigidas através da implementação de filtros digitais, como por exemplo da Média móvel. Segundo ANTONIOU (2005), esses filtros representam uma boa alternativa de processamento de sinais para sistemas microprocessados, limitando-se apenas à capacidade de processamento da unidade de processamento.

Em relação a medida do ângulo de pitch apresentada nas Figuras 4.9 e 4.10, nota-se que as mesmas são contaminadas pelas acelerações longitudinais e por ruídos externos ao sistema. Essa contaminação ocorre por que este ângulo de pitch é calculado considerando os

dados dos acelerômetros giroscópios do módulo inercial MPU6050. Sendo assim, a ocorrência de variações de velocidade na direção longitudinal acabam afetando a leitura real desses elementos utilizados como base para medir o ângulo de pitch.

Uma possível solução para contornar o problema é a implementação de um módulo de GPS acoplado ao sistema, como por exemplo o módulo GPS NEO 6M de comunicação serial. O uso de um módulo GPS possibilitaria a obtenção verdadeira da aceleração média através da variação da velocidade longitudinal. Consequentemente, o valor da aceleração média obtido poderia ser utilizado para corrigir a aceleração virtual medida pelos acelerômetros. Dessa forma, o ângulo de pitch medido, tomando como base essas duas fontes distintas, poderia ser consequentemente melhor estimado e robusto a movimentos acelerados longitudinais.

## Conclusões

O desenvolvimento deste trabalho foi motivado pela pesquisa de uma solução de baixo custo para prevenir situações de estol causados pela redução da velocidade e elevação inadvertida do ângulo de pitch em aeronaves leves. Para tanto, foi desenvolvido um dispositivo didático, conforme mostrado na Figura 4.1, com a finalidade de avaliar as possibilidades de soluções para a situação de estol. Esse dispositivo didático desenvolvido teve como principal diferencial o fato de ser um dispositivo não invasivo a estrutura da aeronave e que pode ser facilmente adaptado a qualquer modelo de aeronave, necessitando somente da existência de um Tubo de Pitot como premissa de instalação.

As principais partes que compõem o dispositivo desenvolvido são o sensor inercial, o sensor airspeed, a unidade de processamento e o módulo MP3. Devido a esses diferentes sensores, o preço total aproximado de seus componentes é de aproximadamente R\$506,00. Com esse valor não chega a representar nem 20% dos produtos atualmente disponíveis no mercado, após a implementação de algumas melhorias, o dispositivo didático desenvolvido tem o potencial também de se tornar um produto competitivo no mercado, uma vez que apresenta um menor custo em relação aos demais produtos desse segmento.

Os testes mostrados nas Figuras 4.3, 4.4, 4.5 e 4.6 permitiram concluir que embora o dispositivo esteja limitado a identificar com precisão as situações de pré-estol e para estol em movimentos retilíneos uniformes, o mesmo também é capaz de identificar estas situações em movimentos curvilíneos através do aumento das velocidades A e B em 40%, conforme explicado nas seções 2.2 e 3.2.

Além disso, notou-se que a performance do dispositivo em situações de movimentos acelerados pode ser melhorada a partir de implementações de baixo custo, como por exemplo com o uso de um módulo GPS e de implementações de filtros digitais. Simples implementações como essas tem potencial para fornecer maior robustez tanto em relação ao ângulo de pitch, quanto também em relação a velocidade medida pelo sensor airspeed. Assim, melhorias como estas podem ser desenvolvidas como continuação deste projeto, eliminando assim a restrição de aplicação deste dispositivo existente até esta fase de desenvolvimento.

## 5.1 Propostas de Continuidade

A seguir são apresentadas as principais melhorias observadas ao longo do desenvolvimento deste projeto que podem ser implementadas nas próximas etapas de desenvolvimento do mesmo. Algumas destas só não foram desenvolvidas neste trabalho de conclusão de curso devido a limitações de recursos, sobretudo para realização dos testes de validação.

- Uso de módulo GPS para correção das acelerações do longitudinais para redução do erro no ângulo de pitch calculado pela unidade inercial.
- Implementação de módulo GPS e fusão sensorial entre a velocidade calculada pelo sensor airspeed e módulo GPS, com propósito fornecer maior robustez à velocidade calculada.
- Implementação de filtros digitais para redução de ruído na velocidade calculada pelo airspeed.
- Realização de mais teste de dinâmicos, tanto em automóveis quanto em Aeronaves Pilotadas Remotamente, para validação das implementações realizadas.

# Referências

- ANTONIOU, A. *Digital Signal Processing : signals systems and filters*. New York: McGraw-Hill Companies, 2005.
- BEA. *Final Report*. 2012.
- BECKER, A. *Kalman Filter Tutorial*. 2021.
- BOEING. *Aero Magazine*. Seattle: Boeing Commercial Airplanes, 2000.
- BUNGE, R.; ALKURDI, A.; ALFARIS, E.; KROO, I. In-Flight Measurement of Wing Surface Pressures on a Small-Scale UAV During Stall/Spin Maneuvers. In: *Anais. . .* [S.l.: s.n.], 2016.
- CENIPA. *Aviões - Sumário Estatístico*.
- CESSNA. *Pilot's Operating Handbook*. Wichita Kansas USA: Cessna Aircraft Company, 1998.
- FAA. *Instrument Flying Handbook*. [S.l.]: US Department of Transportation, 2007.
- FAA. Advisory circular. *AC 120-109*, [S.l.], p.1–5, 2012.
- FAA. *Pilots Handbook of Aeronautical Knowledge*. [S.l.]: US Department of Transportation, 2016.
- KRUSE, N. *Fly Better-Aerodynamics and other Stuff*. [S.l.]: US Department of Transportation, 1990.
- M.S.GREWAL, A. *Kalman Filtering - Theory and Practice Using MATLAB*. 3.ed. [S.l.]: Wiley, 2001.
- WILLIAM, G. NACA Technical Note 4351-Summary of methods of measuring angle of attack on aircraft. , [S.l.], 1958.