

Desenvolvimento de um sensor de estol para aeronaves leves

Izaías Alves Dos Santos Junior *

* *Curso de Engenharia Mecatrônica, Centro Federal de Educação Tecnológica (CEFET), MG, (e-mail: izaiajunior747@gmail.com).*

Abstract: The stall situation is one of the main adversities that affect an aircraft's flight envelope. Large planes are equipped with navigation systems that are more robust to this phenomenon. However, light aircraft weighing up to 2.250 kg are more vulnerable, since their avionics are not as developed as in large planes. Therefore, the objective of this project is to develop a low-cost stall sensor for light aircraft and model aircraft. This device will be integrated with the other navigation systems of the aircraft in order to provide more safety during the flight.

Resumo: A situação de estol é uma das principais adversidades que afetam envelope de voo de uma aeronave. Os grandes aviões estão munidos de sistemas de navegação mais robustos a esse fenômeno. Contudo, aeronaves leves com até 2.250 kg, estão mais vulneráveis, uma vez que a sua avionica não é tão desenvolvida quanto nos grandes aviões. Sendo assim, o objetivo desse projeto é desenvolver um sensor de estol de baixo custo de produção para aeronaves leves e aeromodelos. Esse dispositivo será integrado aos demais sistemas de navegação da aeronave a fim de fornecer mais segurança durante o voo.

Keywords: Stall, Flight envelope, Avionics, Pitch angle.

Palavras-chaves: Estol, Envelope de voo, Avionica, Angulo de pitch.

1. INTRODUÇÃO

Desde o início de sua exploração, a aviação sempre impôs diversidades ao longo de sua conquista. Dessa forma, mesmo com rápido avanço da aviação moderna ainda existem situações a serem superadas. O fenômeno de estol é um destes desafios a serem superados. Este fenômeno pode ser definido como perda de sustentação da aeronave. Essa é uma das situações que pode leva a perca de controle de voo. Entre 2006 e 2015 no Brasil, a perca de controle de representava 19,09% dos acidentes aéreos registrados, dos quais 84% dessas eventualidades ocorreram com aeronaves com peso inferior a 2.250 kg (CENIPA).

Aeronaves com peso até 2250 kg se encaixam na categoria de aeronaves pequenas. Aviões desta categoria não possuem sistemas de navegação tão desenvolvidos quanto os de grandes aeronaves comerciais. Incluso neste sistema de navegação está os alarmes de estol, como por o exemplo o sistema *stick shaker*. Dessa forma, como esses sistemas complexos estão restritos a aeronave de grande porte, a categoria de aeronaves leves se tornam mais vulneráveis a este fenômeno.

Sendo assim, o objetivo deste trabalho é a construção de um sensor estol de baixo custo, dedicado especialmente a aeronaves pequenas e aeromodelos. Esse dispositivo possibilitará mais segurança durante a operação de aeronave, uma vez que buscara identificar as situações de estol antes mesmo que ocorram.

2. PRELIMINARES

Nesta seção abordaremos os principais conceitos da dinâmica de voo necessários para o desenvolvimento deste projeto.

2.1 Forças de sustentação

Qualquer aeronave no espaço aéreo está sob efeito de um conjunto de forças. São essas que definem a trajetória da aeronave durante o voo. A imagem a seguir apresenta um diagrama com a descrição das principais forças que possibilitam o voo de uma aeronave.

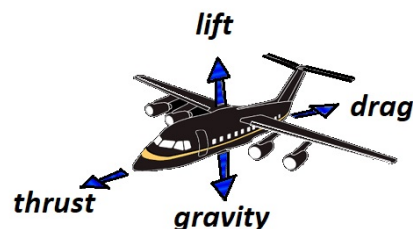


Figura 1. Principais forças presentes durante o voo de uma aeronave.

O fenômeno de estol ocorre quando a ação da força da gravidade é superior ação da força *Lift*. Essa é a força responsável por manter a aeronave suspensa no ar. Uma vez que a ação da gravidade é superior esta força, a aeronave entra em queda livre. A foto a seguir apresenta como a força *Lift* é gerada através das asas da aeronave.

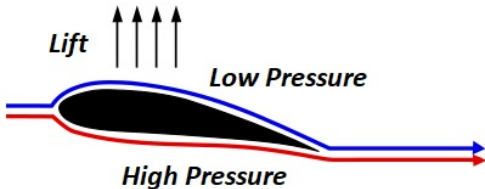


Figura 2. A força de sustentação é gerada através diferença depressão na parte superior e inferior da asa.

Na imagem acima pode-se notar que a força *Lift* é gerada pela diferença de pressão do fluido que passa pela parte superior e inferior da asa. Em condições normais de voo, a pressão na parte inferior da asa é maior que na parte superior, gerando assim uma força de sustentação.

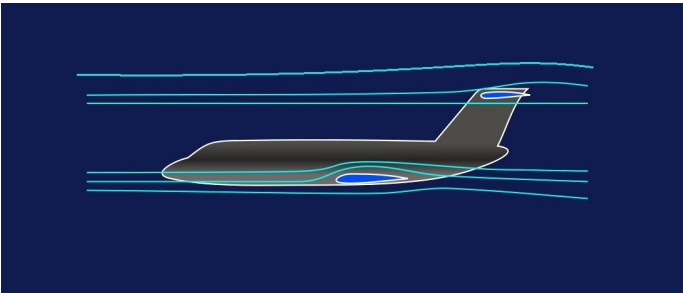


Figura 3. Fluxo de ar em uma aeronave em condições normais de voo.

Contudo, as condições de posição da asa e de velocidade da aeronave pode alterar a configuração apresentada na imagem 2. Um exemplo da alteração desta configuração de pressão na asa de uma aeronave, pode ser observada na imagem a seguir.

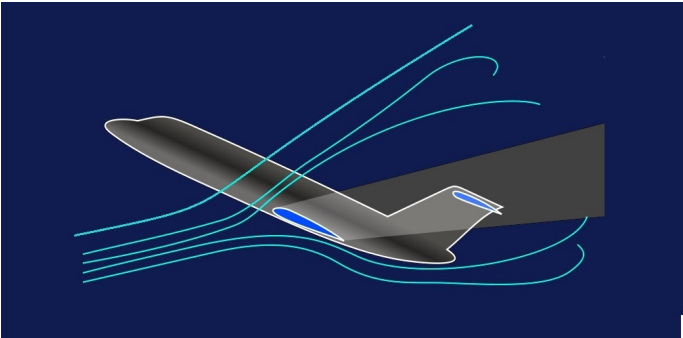


Figura 4. Fluxo de ar em uma aeronave na condição de estol.

Em geral, a condição de baixa velocidade e de um alto valor no ângulo de pitch da aeronave, faz com que a pressão gerado na parte inferior da asa pelo fluxo de ar não seja suficiente para vencer a ação da gravidade, ocasionando assim a perca de sustentação ou estol. Essas condições podem ser observadas na imagem anterior. É importante ressaltar que os valores de ângulo de ataque e de velocidade mínima para se evitar um estol, varia de aeronave para aeronave.

Dessa forma, conclui-se que o monitoramento da velocidade da aeronave e do ângulo de pitch são fundamentais para evitar a situação de estol. Sendo assim na próxima sessão é descrito como foi feita aquisição desses dados no desenvolvimento deste dispositivo.

3. METODOLOGIA

Como já explicado na sessão anterior para a identificação da situação de estol é necessário o monitoramento da velocidade da aeronave e do ângulo de pitch. Logo, nesta seção é explicado como esses dados foram obtidos e processados no desenvolvimento deste projeto.

3.1 Obtenção do angulo de pitch

O ângulo de pitch da aeronave foi obtido através do cálculo trigonométrico das forças atuantes nos três eixos de orientação de um sensor inercial (x, y, z). Conhecendo a intensidade das forças em cada eixo pode-se calcular o ângulo de pitch em um dado instante. A medida em que a aeronave muda deposição durante sua trajetória, a intensidade dos valores de força medida em cada eixo é modificado, possibilitando assim a medição dos novos ângulos de pitch.

Para obtenção desses dados foi utilizado o módulo MPU-6050. Esse é um dispositivo que contém um acelerômetro e um giroscópio de 3 graus de liberdade cada, do tipo MEMS. Esse dispositivo foi escolhido por que possui alta precisão devido seu conversor analógico digital de 16 bits para cada eixo. Algumas outras informações deste sensor pode ser encontrado na tabela abaixo.

Tabela 1. Especificação do dispositivo.

| Especificações modulo MPU-6050 | Valores |
|--------------------------------|--|
| Tensão de Operação | 3-5V |
| Conversor AD | 16 bits |
| Comunicação | Protocolo padrão I2C |
| Faixa do Giroscópio | $\pm 250, \pm 500, \pm 1000, \pm 2000/s$ |
| Faixa do Acelerômetro | $\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16g$ |

A leitura dos dados obtidos pelo módulo MPU-5060 será feita através de um Arduino Uno Atmega328. A conexão entre esses dois dispositivos é mostrado na imagem abaixo

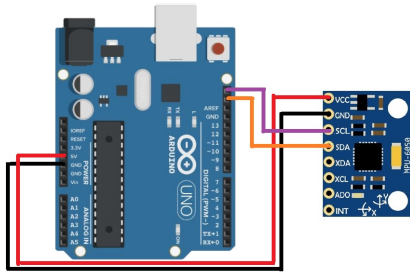


Figura 5. Diagrama de conexão entre Arduino Uno e módulo MPU-6050.

A imagem apresentada a seguir mostra a leitura das forças em cada um dos eixos, para uma movimentação aleatória do sensor.

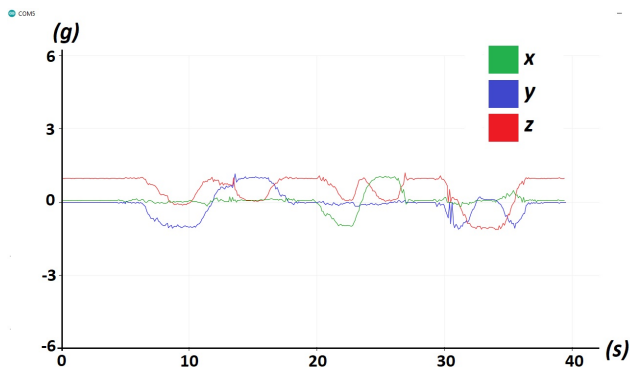


Figura 6. Leitura das forças nos eixos medida pelo sensor MPU-6050.

Através do cálculo trigonométrico com os valores mostrados no gráfico acima é calculado discretamente o valor do ângulo de pitch.

3.2 Obtenção da velocidade

A obtenção da velocidade da aeronave é feita por meio do módulo GPS ublox NEO-6M. Este módulo foi escolhido por ter um custo mais acessível que os demais módulos GPS e apresentar compatibilidade com o microcontrolador Arduino. Algumas outras informações relevantes deste módulo podem ser observadas na tabela abaixo.

Tabela 2. Especificação do dispositivo módulo GPS NEO-6M.

| Especificações módulo GPS NEO-6M | Valores |
|----------------------------------|------------|
| Tensão de Operação | 3.3-5V |
| Corrente de Operação | 45 mA |
| Comunicação | Serial/TTL |
| Altitude máxima de Op. | 50000 m |
| Velocidade máxima | 500 m/s |
| Precisão GPS | 2.5 m |

A integração deste sensor com o Arduino é mostrado no diagrama de conexão na imagem a seguir.

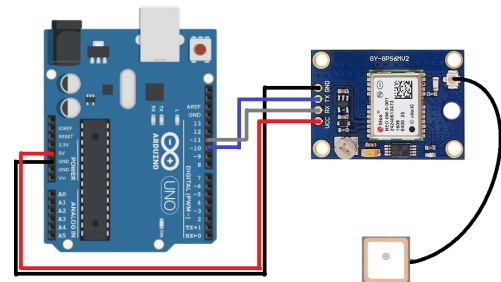


Figura 7. Diagrama de conexão entre Arduino Uno e módulo GPS NEO-6M.

Através do circuito mostrado anteriormente, é possível obter os seguintes pacotes de dados enviados pelos satélites que compõem o sistema de posicionamento global (GPS).



Figura 8. Pacotes de dados recebidos antes da exploração dos dados.

Na imagem acima é possível notar os dados brutos recebido através do receptor módulo GPS. É recebido um pacote com inúmeras informações e por isso deve-se fazer uma manipulação desses dados a fim de obter somente as informações desejadas. Dentre essas informações buscaremos apenas capturar qual é a velocidade em cada instante no

tempo. O processamento desses dados, assim como dos obtidos através do módulo MPU-5060 foram desenvolvidos no código disponível em [1].

Na próxima sessão os circuitos apresentados nas figuras 5 e 7 serão integrados a fim de formar um único sistema capaz verificar a cada instante tanto a velocidade da aeronave quanto o ângulo de pitch.

4. RESULTADOS

Nesta seção é apresentado o resultado final dos circuitos mostrados anteriormente, bem como os resultados do processamento dos dados obtidos com cada modulo. Além disso, é mostrado também o resultado dos testes realizados para validar a veracidade das informações obtidas através da fusão sensorial. Nesta etapa do projeto, o aviso de situação de sol estará limitado a apenas mostrar uma mensagem no monitor do computador usado para acompanhar a leitura de dados. Uma vez que certificado o desempenho deste sensor de estol nesta etapa, a etapa seguinte visa a implementação de um circuito para o aviso no formato instruções sonoras.

A imagem a seguir apresenta a fusão sensorial com os módulos MPU-5060 o módulo GPS ublox NEO-6M.

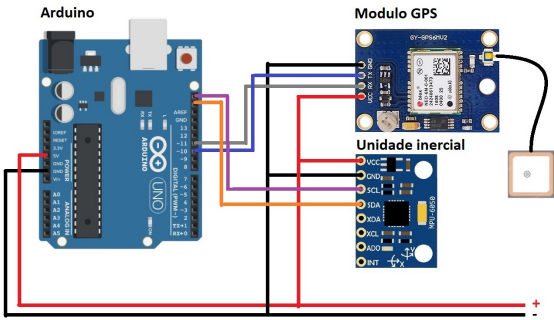


Figura 9. Fusão sensorial em os módulos GPS ublox NEO-6M e modulo inercial MPU-5060.

O diagrama do circuito eletrônico apresentado acima, representa a fusão sensorial entre os módulos e o Arduino. O teste estático de aquisição de dados foi o primeiro teste realizado após a fusão sensorial. Neste teste, o objetivo é verificar a integração sensorial proposta na imagem 9.

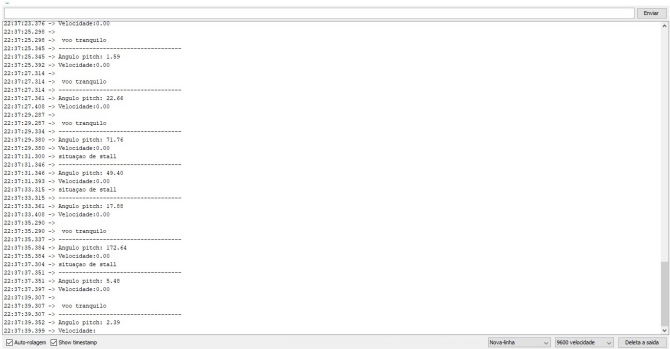


Figura 10. Teste estático para verificação da integração entre os sensores.

Na imagem acima é possível perceber que o circuito proposto na imagem 9 e a programação feita no Arduino estão em perfeito funcionamento e de acordo com o planejado, uma vez que é possível fazer a leitura tanto dos dados de velocidade ,que neste caso é zero, e do ângulo de pitch.

O segundo teste realizado a fim de validar a fusão sensorial foi elaborado colocando-se um protótipo dentro de um veículo automotor terrestre. O veículo deveria deslocar-se em uma trajetória retilínea e variar sua velocidade ao longo deste deslocamento, aumentando e reduzindo sua velocidade. Paralelo a movimentação do veículo, o protótipo foi movimentado simulando uma variação do ângulo de pitch. O resultado é apresentado na imagem a seguir.

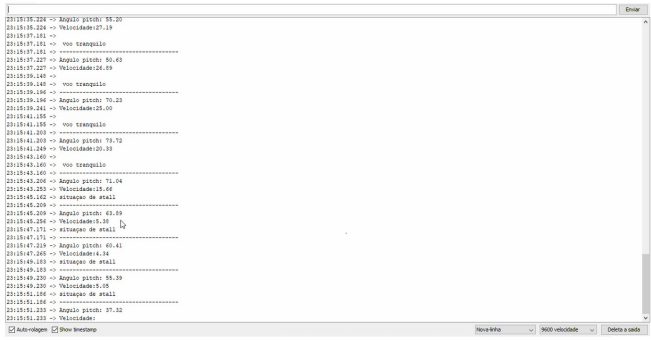


Figura 11. Teste dinâmico para análise do funcionamento da fusão sensorial.

Na imagem acima é possível perceber que conforme programado no código, quando a velocidade é inferior a 15km/h e o ângulo de de *pitch* da aeronave é superior a 30 graus, o sistema emite uma mensagem indicando a situação de estol. O terceiro teste realizado para validação da emissão do alarme de estol pode ser visualizada no gráfico abaixo. Neste teste, o procedimento de deslocamento do veiculo foi mantido assim como no teste anterior. Porem, a condição de velocidade e de ângulo de pitch foram alteradas. Dessa forma, o alarme de estol passou a ser emitido somente quando o ângulo pitch fosse superior a 40 graus e a velocidade inferior a 8m/s.

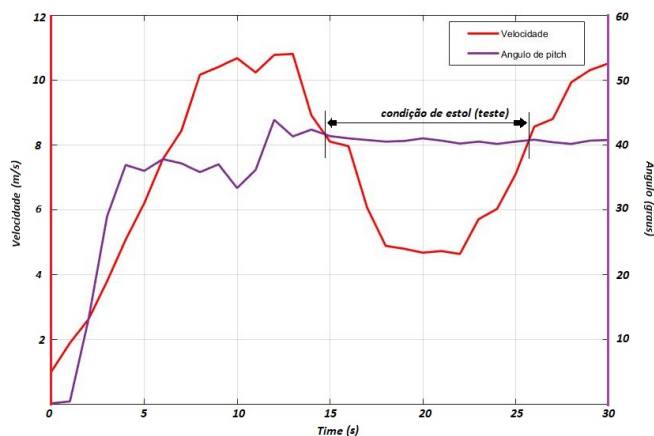


Figura 12. Resultado gráfico do terceiro teste realizado.

No gráfico acima percebe-se que o alarme de estol foi emitido de acordo com as condições programadas. Nele está indicado o período em que ficou acionado durante o teste. Isso ocorreu somente quando as condições de velocidade e ângulo de pitch foram alcançadas.

5. CONCLUSÃO

O projeto de um sensor de estol de baixo custo dedicado a implementação em aeromodelos e aviões de pequeno porte, torna a operação dessas aeronaves mais seguras. Sendo assim, o sensor proposto neste projeto busca monitorar as variáveis de ângulo de pitch e de velocidade para emitir um alarme de estol antes da situação crítica se instalar.

Neste projeto foram utilizadas os módulos GPS NEO-6M e o módulo MPU-6050 para obtenção das variáveis necessárias. A integração desses sistemas e o processamento de dados foram feitas através do Arduino Uno Atmega328.

Após a fusão sensorial, foi desenvolvidos 3 diferentes testes para avaliar a performance do sensor construído. Durante essas 3 etapas de validação, o dispositivo apresentou uma boa performance. Contudo ainda é necessário executar mais uma bateria de testes, principalmente colocando o dispositivo em veículos aéreos. Esses testes futuros devem avaliar se os sinais de ruído e se a altitude influenciara na performance do dispositivo projetado. Por isso, na sequência desse projeto esses testes serão executados e os sensores configurados para apresentar melhores performances a fim de tornar esse dispositivo o mais seguro possível. Além disso, após a validação desse sensor nos meios aéreos propõe-se alteração na forma de emissão do alarme de estol, passando a ser instruções sonoras para auxiliar o piloto antes da situação crítica de perda de sustentação.

REFERÊNCIAS

- 1 Programas: <https://github.com/JRizaiaes/Microcontrollers>
- 2 Data Sheet **u-blox 6 GPS Modules**, ublox, GPS.G6-HW-09005-E.
- 3 Data Sheet **MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification**, InvenSense, PS-MPU-6000A-00.

4 PELLEGRINI, C.C. and RODRIGUES, M.S. Um estudo analítico da dinâmica da decolagem e do pouso de aeronaves com forças dependentes da velocidade. /Rev. Bras. Ensino Fís. [online]. 2015, vol.37, n.2, pp.2307-1-2307-11. ISSN 1806-9126.

5 Mohamed Gad. **The MEMS Handbook**, Press (2005).