

**DINCON 2017**CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES
30 de outubro a 01 de novembro de 2017 – São José do Rio Preto/SP

Análise de um Sensor Barométrico para o VANT Prometheus

Adilson Carlos Batista¹

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São José dos Campos, SP

Jéssica Aguiar Dantas de Britto²

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São José dos Campos, SP

Neusa Maria Franco Oliveira³

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São José dos Campos, SP

Lester de Abreu Faria⁴

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São José dos Campos, SP

Diogo de Oliveira Costa⁵

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São José dos Campos, SP

Resumo. Neste trabalho realizou-se a implementação de um modelo linearizado do VANT Prometheus. O modelo longitudinal e latero-direcional estão implementados em *Matlab*® e *Simulink*®. O ajuste das malhas de controle da dinâmica da aeronave foi feito por meio de um controlador PID. A proposta de trabalho consiste em realizar uma guiagem do VANT utilizando o *Line of Sight (LOS)* para alcançar *waypoints* [WP] desejados para realizar a missão da aeronave. O sistema simulado foi utilizado para o estudo de desempenho e erros de barômetros, objetivando o uso deste sensor em missões em voo.

Palavras-chave. VANT, guiagem, *waypoints*, trajetória, barômetro.

1 Introdução

VANTs (Veículos Aéreos não Tripulados), propiciam maior segurança e eficiência em atividades que podem trazer riscos à vida. Os componentes de grande relevância em um piloto automático são o pacote de aviônicos (equipamento eletrônicos a bordo), o sistema de controle de voo, os algoritmos de guiagem e navegação (programas responsáveis pela elaboração da trajetória e pela continuidade da aeronave na correta direção), e a estação de

¹ acb@ita.br

² jessicaaguiar.britto@gmail.com

³ neusa@ita.br

⁴ lester@ita.br

⁵ eng.costadiogo@gmail.com

Terra. O comportamento da aeronave sofre influência de fatores externos, como condições atmosféricas.

As forças aerodinâmicas e momentos gerados em uma aeronave ocorrem devido à sua geometria, atitude para o fluxo do ar, velocidade do ar e as propriedades de massa de ar do ambiente no qual está voando [6]. As principais propriedades atmosféricas utilizadas neste trabalho são pressão e temperatura, que, juntamente com informação de altitude do VANT, serão utilizadas na avaliação da aplicação do sensor barométrico à aeronave em questão.

No ramo aeronáutico a temperatura do ar é um parâmetro extremamente importante que afeta diretamente a variação da pressão do ar (considera-se pressão a força normal por unidade de área em um fluido) sendo assim ambas as análises de temperatura e pressão para uma missão aeronáutica devem ser consideradas. [3] [6].

A calibração dos instrumentos que medem cada um dos parâmetros envolvidos é de suma importância para a acurácia e sucesso da missão realizada do VANT. Faz necessário no início de cada missão, calibrar o sensor levando em consideração a altitude conhecida e pressão correta. A legislação brasileira requer barômetros com um erro máximo de $\pm 0,30$ hPa [3][5].

De acordo com essas informações este projeto usará um modelo linearizado do VANT Prometheus em conjunto com um barômetro aeronáutico comercial, efetuando uma análise da influência dos erros em sensores barométricos em uma missão aeronáutica.

2 Propósito

Sistemas VANTs têm como componentes essenciais os sensores que disponibilizam as informações de estado do sistema em missão. Os erros desses sensores devem ser levados em consideração. Assim, este trabalho tem como objetivo estudar o desempenho de um barômetro comercial com faixas de incertezas, visando sua aplicação em sistemas VANTs. As especificações consideradas para estudo são: erro, qualidade de informação e variação da informação dependendo da simplificação.

3 Métodos

Este projeto consiste na implementação do modelo linearizado do VANT Prometheus e do desenvolvimento de um Piloto Automático para esta aeronave, constituído dos subsistemas de Navegação, Controle e Guiagem, esquematizado na Figura 1.

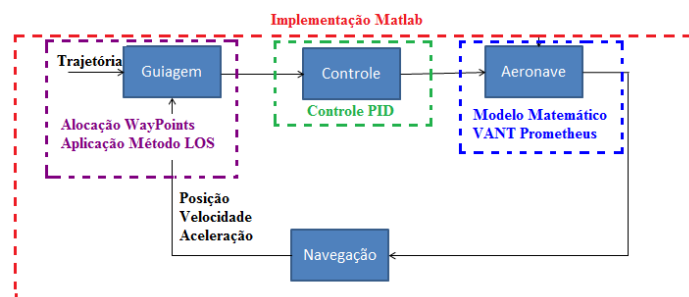


Figura 1: Detalhamento da implementação do projeto.

3.1 Controle

O modelo da aeronave utilizado está descrito em [1], no qual foram projetadas malhas de controle para a aeronave no *Simulink*®. Também foram implementadas as equações de mudança de coordenadas, transformação de coordenadas do sistema corpo para o Sistema de Navegação, referenciado Sistema Terra ou Sistema NED (*North-East-Down*). Outro sistema implementado foi o sistema de Guiagem, utilizando o algoritmo *Line Of Sight*, em que são calculados os comandos para a aeronave alcançar os *waypoints* previamente definidos. A Figura 2 é a aeronave utilizada para estudo, cujo modelo foi desenvolvido em [1].

As entradas no sistema de controle são χ_c (comando do ângulo de azimuth) e γ_c (comando do ângulo de inclinação). As saídas são respectivamente os ângulos φ , θ e ψ e as respectivas velocidades nos três eixos do sistema corpo, que são transformadas para sistema de coordenadas terra no bloco seguinte.



Figura 2: Prometheus UAV

3.2 Navegação

A aeronave foi modelada de tal forma que as saídas dos estados nos dão as informações necessárias para o cálculo dos estados, ou seja, as saídas do modelo matemático da aeronave, em um sistema simulado podem ser consideradas como saídas dos sensores informando os estados da aeronave. Porém, estas informações são fornecidas representadas no sistema corpo, cuja origem está no centro de gravidade da aeronave.

3.3 Guiagem

Para se realizar a Guiagem, é necessário se saber o estado da aeronave em relação ao solo, obtido por uma mudança de coordenada. O bloco de Guiagem efetua o cálculo dos ângulos de controle com base nos erros de trajetória da aeronave em relação aos *waypoints* da missão, conforme descrito nas equações (1) e (2).

$$\gamma_c = \text{atan} (Z_{\text{way}} - Z_{\text{NED}}) \quad (1)$$

$$\chi_c = \text{atan}_2 \left(\frac{Y_{\text{way}} - Y_{\text{NED}}}{X_{\text{way}} - X_{\text{NED}}} \right) \quad (2)$$

4 Resultados

As entradas do bloco de navegação são a posição da aeronave e os *waypoints* no sistema de

coordenada terra (NED), sendo este atingido desde que o erro seja menor que 30 metros, como denotado em (3).

$$\varepsilon_{traj} = \sqrt{(X_{NED} - X_{Way})^2 + (Y_{NED} - Y_{Way})^2 + (Z_{NED} - Z_{Way})^2} \quad (3)$$

O cálculo da posição no eixo Z é efetuado em função da posição da aeronave obtida pelo modelo matemático, pressão barométrica, altitude e temperatura de referência, conforme descritas nas equações (4) a (6).

$$T = T_1 + a \cdot (Z_{NED} - h_1) \quad (4)$$

$$p = p_1 \cdot \left(\frac{T}{T_1}\right)^{\frac{-g}{aR}} \quad (5)$$

$$z_{BAR} = h_1 + \left(\frac{T_1}{a}\right) \cdot \left(\left(\frac{p}{p_1}\right)^{\frac{-aR}{g}} - 1\right) \quad (6)$$

Onde:

$h_1 = 0 \text{ m}$: Altitude no nível do mar.

$T_1 = 15^\circ \text{ C}$: Temperatura em um “dia padrão”.

$a = -6.5 \times 10^{-3} \text{ }^\circ\text{C/m}$: Taxa de variação da temperatura para um “dia padrão”.

$p_1 = 101.325 \text{ KPa}$: Pressão ao nível do mar nas condições de “dia padrão”.

$g = 9.8 \text{ m/s}^2$: Aceleração da gravidade.

$R = 287.05 \frac{\text{J}}{\text{Kg} \cdot \text{K}}$: Constante do gás ideal.

z_{NED} : altitude no sistema de coordenada Terra.

T : atualização da temperatura na altitude da aeronave.

z_{BAR} : Parâmetro de altitude a ser utilizado no sensor barométrico.

p : pressão calculada.

A Guiagem empregada está baseada em *waypoints* no espaço tridimensional referenciado ao sistema de coordenada terra (NED). A missão está descrita na Tabela 1.

Tabela 1: *Waypoints* da Missão.

Xway [m]	Yway [m]	Zway [m]
0	0	1500
2000	800	1800
1600	400	1200
1100	500	1300
1800	1000	1800
2050	1700	1600
1400	1500	1500

A Figura 3 apresenta a simulação computacional que consiste da trajetória do VANT no espaço tridimensional em coordenadas terra (NED) com a referência centralizada em

$(X,Y,Z) = (0,0,0)$. O ponto em vermelho e preto são respectivamente a origem e a missão da aeronave. A linha contínua em azul é a trajetória desenvolvida visando cumprir a missão. Na Figura 4 verifica-se a trajetória na coordenada Z em função do tempo, na qual é possível verificar que a missão é cumprida com êxito.

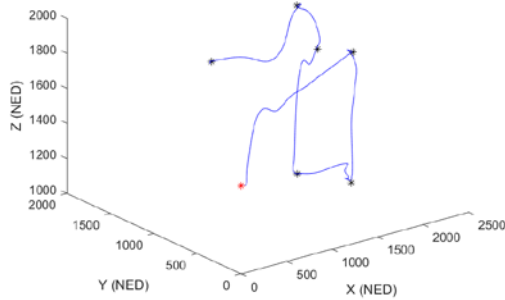


Figura 3: Missão no Espaço.

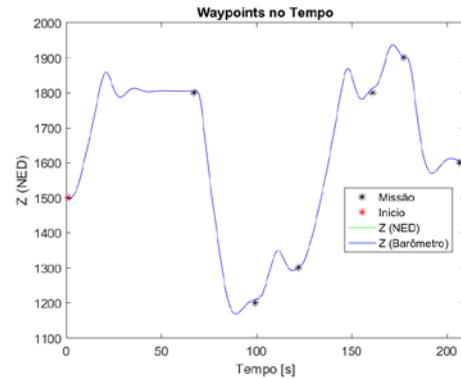


Figura 4: Z em Função do Tempo.

Nesta parte do trabalho, apresenta-se os resultados da simulação para coordenada Z calculada a partir das equações (4), (5) e (6). Entretanto essas equações estão descritas em função de um dia típico, comumente denominado “*standard day*”. Para contornar esta limitação efetuaram-se cinco casos descritos na Tabela 2, sendo que em cada um o VANT tem a origem de seu sistema de coordenadas terra (NED) situado em uma coordenada específica e opera em diferentes condições meteorológicas. As coordenadas de origem utilizadas foram obtidas de quatro aeroportos de acordo com [2] e [4]. Ou seja, em termos práticos é o mesmo que dizer que a missão descrita na Tabela 1 é realizada para um dia típico e também sobre quatro aeroportos brasileiros.

Tabela 2: Condições de Estudo da Resposta Barométrica

Experimentos	Temperatura	Pressão Barométrica (KPa)	Altitude (m)	Aeroporto
E1	15	101,325	0	N/A
E2	24	102,5	569	Londrina
E3	30	101,4	60	Santarém
E4	24	102,6	9	Galeão
E5	19	102,5	1066	Juscelino Kubitschek

A Figura 5 apresenta os resultados das missões executadas em dia típico e sobre aeroportos nos quais é possível verificar que a coordenada Z, em função do tempo, executa a missão com êxito para quaisquer dados de referência. Para certificar que tal análise está correta temos na Figura 6 o erro de trajetória da coordenada Z referenciado a aeroportos em relação àquela referenciada em dia típico. Temos assim quatro casos a serem analisados denominados *a, b, c, d* que são respectivamente a subtração de cada coordenada Z do experimento E1, ao longo do tempo, de cada coordenada Z do experimento E2, E3, E4 e E5 ao longo do tempo.

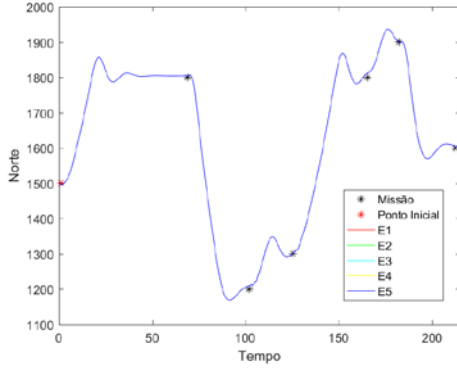


Figura 5: Missão na Coordenada Z em Função do Tempo para os Cinco Experimentos.

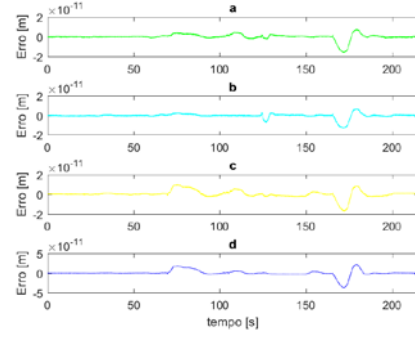


Figura 6: Erro de Trajetórias Calculadas com Dados Reais em Relação a um Dia Padrão

Visto que a diferença na trajetória tem uma influência desprezível utilizando os parâmetros para um dia típico (*standard day*) ou dados reais, inseriu-se um erro no cálculo da pressão barométrica, sendo este é o principal objetivo deste trabalho. A equação (7) descreve o erro randômico na faixa de $\pm k = 0,03 \text{ kPa}$ em relação ao padrão de referência de pressão descrito em [2]. O erro randômico é inserido na equação (8), em que $p = 101,325 \text{ kPa}$.

$$\varepsilon_{\text{barômetro}} = k * (\text{rand}_a - \text{rand}_b) \quad (7)$$

$$p = p + \varepsilon_{\text{barômetro}} \quad (8)$$

Na janela superior da Figura 7 tem-se a coordenada Z no sistema NED obtida do modelo matemático e a mesma coordenada obtida por meio das equações de (4) a (8) com a inserção do erro dentro da faixa estabelecida em [3]. As curvas estão sobrepostas e a amplitude do erro pode ser verificada na janela inferior, sendo este na classe de 10^{-13} m .

Visando uma análise da influência do erro de pressão barométrica fora dos padrões estabelecidos pela legislação, foram efetuadas simulações para verificar qual a porcentagem de erro na pressão barométrica acarretaria em erros significativos na trajetória. Na Figura 8 temos o erro randômico de $\pm 2,5\%$ que acarreta uma faixa de erro de aproximadamente ± 5 metros, que é um valor a ser considerado em pousos e decolagens.

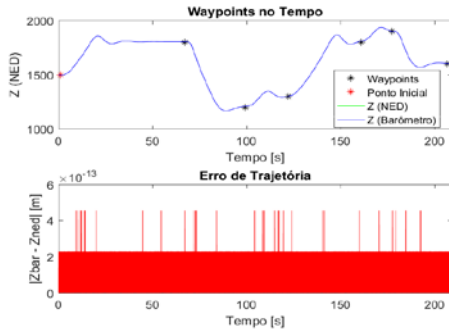


Figura 7: Altitude Barométrica.

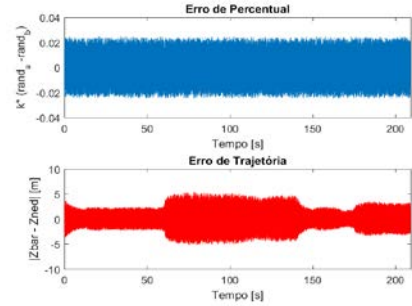


Figura 8: Erro Acima do Permitido

5 Discussões

Pode-se notar que os erros na precisão da pressão barométricas determinados pela legislação brasileira acarretam erros de trajetória desprezíveis da ordem de 1×10^{-13} metros. Dada esta restrição, efetuaram-se simulações incrementando o erro na pressão barométrica até obter um valor que oferecesse um erro que pode ser prejudicial a operação de um VANT. Tais barômetros com grande faixa de erro que não atendem aos requisitos da legislação para aviação civil e militar são em sua grande maioria de baixo custo e muito comuns em projetos acadêmicos.

Para trabalho futuros, propõe-se efetuar experimentos com barômetros de baixo custo para obter a faixa de incerteza na pressão barométrica juntamente com o modelo matemático que descreve o erro.

6 Conclusões

Conclui-se que as os parâmetros de referência, sendo altitude, pressão e temperatura implicam em alterações desprezíveis na trajetória calculada. Sejam dados de um dia típico ou para valores reais obtidos de aeroportos. As variações na pressão barométrica dentro da faixa permitida pela legislação brasileira acarretam erros de trajetória desprezíveis. Entretanto não se pode afirmar quando há um incremento no erro de cálculo na pressão barométrica. O erro na altitude calculada atinge patamares que devem ser levadas em consideração em pousos e decolagens fazendo necessária a utilização de barômetros precisos nestas aplicações.

Referências

- [1] BIANCHETTI, Eduardo Silveira. A Flight Control System for UAV Prometheus. 2012.114f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- [2] BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/Anac/assuntos/setor-regulado/aerodromos>> Acesso em: 09 jul. 2017.
- [3] BRASIL. Comando da Aeronáutica. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. *Manutenção e Calibração de Instrumentos e Equipamento Meteorológicos do SISCEAB: ICA 66-27*. Rio de Janeiro, 2014.
- [4] BRASIL. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE . Disponível em: <<http://tempo.cptec.inpe.br/aeroportos/pt>>. Acesso em: 09 jul. 2017.
- [5] International, Garmim . *Barometric pressure sensor calibration*. Disponível em: <<https://support.garmin.com/faqSearch/en-US/faq/content/RfpdJsyw2q4XgsIUhlZ6S8>>. Acesso em: 08 jul. 2017.
- [6] Nelson, Robert C. Flight Stability and Automatic Control, second edition, 2-7, (1998).