



Estudo de modelagem e sistema de controle para VANT de asa fixa em voo circular para monitoramento

Modeling study and control system for fixed-wing UAVs in circular flight for monitoring

Eiti Parruca Adama*, Mauricio Eiji Nakai†

RESUMO

Foi elaborado um modelo dinâmico para aeronave de pequeno porte de asa fixa tendo como objetivo o desenvolvimento dos sistemas de navegação, controle e guiamento. Sendo usando cálculos matemáticos para o controle de altura e estabilidade, desenvolveu-se um modelo utilizando-se a linguagem de programação Python com a biblioteca matplotlib e numpy, obtendo o resultado graficamente e pertinente com a realidade do VANT, tornando-se um modelo dinâmico condizente para a aeronave de pequeno porte de asa fixa e assim, fazendo-se possível para futuros projetos com simulações 3D, programação de *firmware*, a implementação do *hardware* e o algoritmo de controle.

Palavras-chave: modelo dinâmico, VANT, asa fixa.

ABSTRACT

A dynamic model for small fixed-wing aircraft was developed with the objective of developing navigation, control and guidance systems. Using mathematical calculations to control height and stability, a model was developed using the Python programming language with the matplotlib and numpy library, obtaining the result graphically and relevant to the reality of the UAV, becoming a dynamic model suitable for small fixed wing aircraft and thus making it possible for future projects with 3D simulations, firmware programming, hardware implementation and control algorithm.

Keywords: dynamic model, UAV, fixed wing.

1 INTRODUÇÃO

A aplicação de aeronaves não tripuladas estão se solidificando cada vez mais em inúmeras áreas ultimamente. A princípio, os VANTs (Veículos Aéreos Não Tripulados) foram criados para fins militares nas missões de elevado risco humano. É explícito a diversidade de suas aplicações em diferentes áreas, presente no monitoramento de lavouras, fazendo geomapeamento, auxiliamento de gravações de filmes, avaliações de desastres, como as inundações e desabamentos, danos causados por fogo, mapeamento de acidentes com veículos, de cenas de crimes, entre outros. Portanto, a ampliação da navegação autônoma é o ponto que mais evolui na geração de aeronaves não tripuladas.

A modelagem dinâmica de aeronaves não tripuladas são essenciais, pois é a base de desenvolvimento dos sistemas de navegação, controle e guiamento, onde possibilita a sintonia de controladores, análise de estabilidade e simulações de voos com a intenção de treinamento de pilotos.

* Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Apucarana, Paraná, Brasil; eitiadama@alunos.utfpr.edu.br

† Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Apucarana, Paraná, Brasil; mauricionakai@utfpr.edu.br



Um exemplo do modelo dinâmico de VANTs é a aplicação de Wállace Pedreira (2017), na qual utilizou-se o método do PEC-PCD (Padrão de Exatidão Cartográfica para Produtos Cartográficos Digitais) para a avaliação da acurácia altimétrica de mapeamento topográfico produzido por VANT.

O modelo dinâmico analisado baseou-se em Randal W. Beard (2012), no livro *Small Unmanned Aircraft*. Para melhor análise, realizaram-se simplificações matemáticas de algumas constantes e variáveis, propiciando a visão global do modelo dinâmico e do sistema de atitudes.

2 MÉTODOS E PROCEDIMENTOS

Inicialmente para o aprendizado do comportamento da aeronave de asa fixa, estudou-se a matriz de rotação e a sua distribuição de forças. Utilizou-se a Eq. (1) (BEARD e MCLAIN, 2012) para a representatividade do movimento da aeronave em relação a massa de ar em torno dela, obtendo assim, a força resultante final para o cálculo da decolagem até o ponto de estabilização no ar.

$$\begin{pmatrix} \dot{u}_r \\ \dot{v}_r \\ \dot{w}_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv_r - qw_r \\ pw_r - ru_r \\ qu_r - pv_r \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} - \mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} \dot{w}_n \\ \dot{w}_e \\ \dot{w}_d \end{pmatrix} \quad (1)$$

Quadro 1 – Descrição das variáveis utilizadas na Eq. (1).

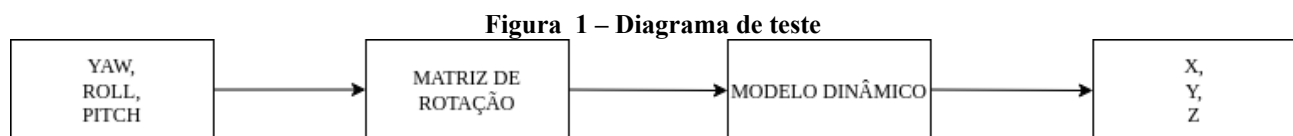
Nome	Descrição
U_r	Velocidade do corpo medida ao longo do eixo x
V_r	Velocidade do corpo medida ao longo do eixo y
W_r	Velocidade do corpo medida ao longo do eixo z
ϕ	Ângulo de <i>roll</i>
θ	Ângulo de <i>pitch</i>
ψ	Ângulo de <i>yaw</i>
p	Taxa de <i>roll</i> medida ao longo do eixo x
q	Taxa de <i>pitch</i> medida ao longo do eixo y
r	Taxa de <i>yaw</i> medida ao longo do eixo z
f_x	Força em relação ao eixo x
f_y	Força em relação ao eixo y
f_z	Força em relação ao eixo z
R_v^b	Matriz de rotação
W_n	Força do vento na direção do eixo x
W_e	Força do vento na direção do eixo y
W_d	Força do vento na direção do eixo z

Fonte: BEARD e MCLAIN (2012)

Em seguida, é usado a Eq. (2) para a representação do controlador PI (Proporcional Integral), produzindo um sinal de saída proporcionalmente à duração do erro e à magnitude, isto é, o erro acumulado. Assim, fornece uma correção do erro gerado pela ação de proporção, acelerando a resposta do sistema. Sendo, K_i o ganho da integral, integrando o erro em relação ao tempo e K_p é o ganho proporcional.

$$I_{saída} = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt \quad (2)$$

Após a implementação do modelo dinâmico e do controle, foi elaborado o diagrama de teste, representado pela Fig. 1. Obtendo a entrada de três dimensões de movimento para a matriz de rotação: *Yaw*, *Roll* e *Pitch*. Logo após, a matriz de rotação multiplicada pela matriz de entrada, foi inserida no modelo dinâmico para ser observado o comportamento do VANT e, em seguida, ter como saída nos eixos x, y e z.



Fonte: Autoria própria (2021)

Para a realização dos testes de subida e análise gráfica do VANT feita na interface integrada de desenvolvimento *spyder* usando as equações apresentadas anteriormente, utilizaram-se variáveis de massa, força propulsão e delta tempo com valores 0,1 kg, 1,2 N e 1 s, respectivamente. Esses valores foram obtidos a partir da literatura (POWER et al., 2015) de aeronaves de pequeno porte ajustadas através de ensaios preliminares. Para tal fim, as forças verticais tiveram que ser canceladas para determinar o comportamento do modelo dinâmico para valores de *Pitch* estabelecidos pelo controlador.

Após a análise do modelo dinâmico da aeronave de pequeno porte de asa fixa, foram realizados ensaios com valores de *Pitch* para a subida de 0 a 100 metros, para a simulação usou-se a linguagem de programação *Python* junto com as bibliotecas *matplotlib* e *numpy*, compilados no Ambiente de Desenvolvimento *spyder*.

Com o modelo dinâmico e o algoritmo definidos, utilizou-se um controlador PI de tempo discreto para o controle de altitude do VANT. Devido a característica simplificada dos estudos desenvolvidos neste trabalho, os pesos K_i e K_p do controlador PI foram obtidos empiricamente a partir da calibração manual em ensaios preliminares. Obtendo no final, os valores de K_i e K_p dos pesos de controle de planeio, 0,0002 e 0,01, respectivamente.

Para um comportamento mais realista do modelo simulado assumiram-se valores máximos de *Pitch* de $\pi/20$ rad. Os resultados são apresentados e analisados a partir de gráficos de comportamento da posição xz, força em x, força em z, posição em x, posição em z e *Pitch* em x.

3 RESULTADOS

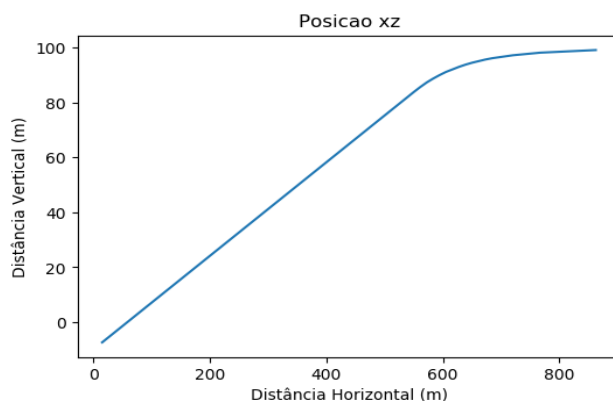
Como resultado final, foi feita a análise dos gráficos de forças e posições de subida no plano coordenado. Observando a Figura 2, a subida da aeronave é linear até uma determinada altura onde foi delimitado o ângulo de *Pitch* (os ângulos de pitch utilizados são apresentados posteriormente na Fig. (6)) para não causar desconforto do VANT, obtendo uma estabilização até a altura de 100 metros.

Foi feita a análise correta das forças em x e z do plano coordenado, separadamente. A força em x, representado pela Fig. 3, permite o deslocamento para frente da aeronave, e como não se está trabalhando com as inércias e o ângulo máximo de pitch é de 18° , a força de propulsão se divide entre os eixos x e z da aeronave e, conforme a altitude desejada é alcançada, próximo ao instante $t=50s$, o ângulo de pitch diminui e



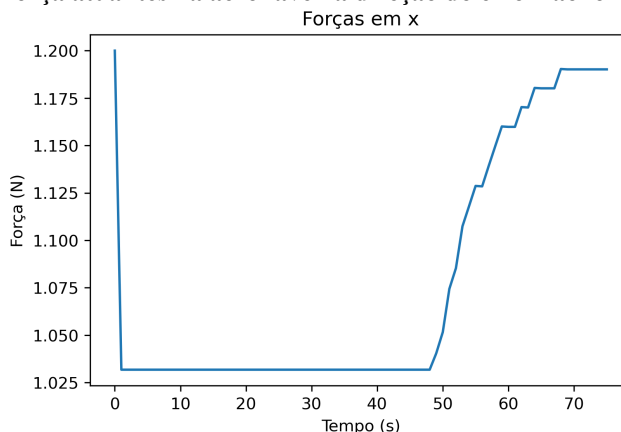
a força de propulsão volta a aumentar. A força em z, constituída pela Fig. 4, permite a subida do VANT, sendo uma constante para vencer a gravidade e diminui conforme vai chegando à altura desejada de 100 metros.

Figura 2 – Deslocamento horizontal (eixo x do gráfico) e vertical (eixo y do gráfico) da aeronave ao longo da simulação.



Fonte: Autoria própria (2021)

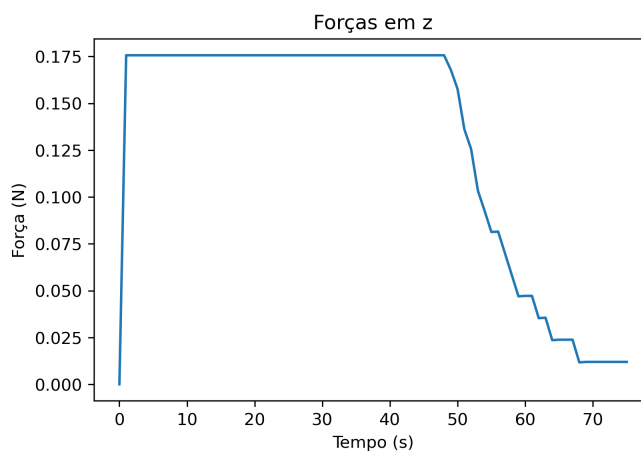
Figura 3 – Força atuantes na aeronave na direção do eixo x ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria (2021)

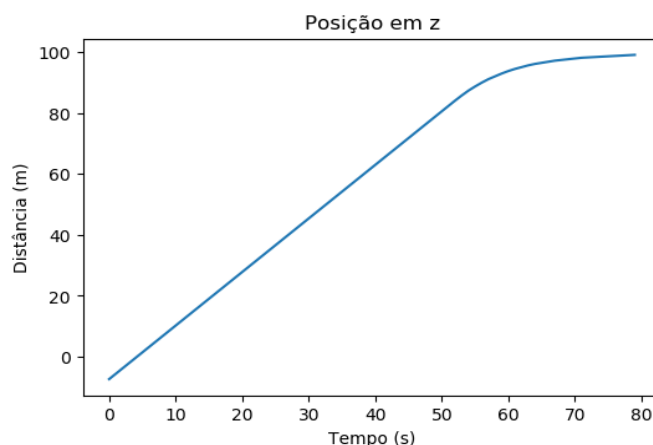
Em seguida, avaliou-se a posição em z do plano cartesiano da Fig. 5. A trajetória no eixo z inicia-se como uma reta devido ao ângulo fixo de 18° do *Pitch*, no instante em que o controlador assume valores menores que o valor limite é possível perceber a curva para a aeronave se manter na altitude desejada de 100 metros.

Figura 4 – Força atuantes na aeronave na direção do eixo z ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria (2021)

Figura 5 – Altitude da aeronave ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria (2021)

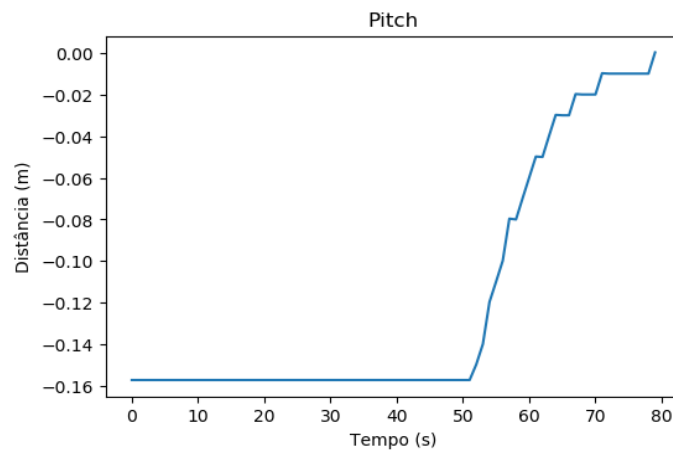
A Figura 6 apresenta os valores de *Pitch* assumidos pelo controlador PI, os valores iniciais são os valores limite assumindo valores menores próximo ao instante $t=50s$ conforme a altitude desejada é atingida.

4 CONCLUSÃO

Estima-se que foi obtido êxito no projeto, pois a simulação do modelo simplificado funciona de acordo com o modelo da física de aeronaves de pequeno porte confirmando a eficácia dos métodos aplicados condizentes com a realidade, onde a metodologia usada foi muito eficiente, uma vez que possibilita a escolha do melhor caminho, tornando o estudo mais científico e prático. O projeto desenvolvido atualmente permite a análise do comportamento, portanto, pode-se dar continuidade do projeto em simulações 3D, na programação de *firmware*, a implementação do *hardware* e o algoritmo de controle.



Figura 6 – Ângulo de ataque (pitch) assumido pela aeronave ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria (2021)

REFERÊNCIAS

- PEDREIRA, Wállice John Pereira. **Avaliação da acurácia altimétrica de mapeamento topográfico usando VANT**. 2017. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Ciências Exatas e Tecnológicas) - Universidade Federal do Recôncavo da Bahia, Cruz das Almas, 2017.
- BEARD, Randal W.; MCLAIN, Timothy W. **Small unmanned aircraft: theory and practice**. Princeton e Oxford: Princeton University Press, 2012. 317 p.
- BARROS, Taiser Tadeu Teixeira. **Modelagem e implementação no ROS de um controlador para manipuladores móveis**. Orientador: Prof. Dr. Walter Fetter Lages. 2014. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) - Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2014.
- POWERS C., MELLINGER D., KUMAR V. **Quadrotor Kinematics and Dynamics**. In: Valavanis K., Vachtsevanos G. (eds) Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. Springer, Dordrecht, Países Baixos, 2015.