

ANÁLISE DE UM CONTROLADOR BACKSTEPPING E MODO DESLIZANTE PARA ESTABILIZAÇÃO DE UM QUADROTOR

Jerdison Lima Moreira, jerdison_lin@hotmail.com¹

Alex Sandro De Araújo Silva, alex.araujo@ufersa.edu.br¹

Antônio Ronaldo Gomes Garcia, ronaldogarcia@ufersa.edu.br¹

Walter Martins Rodrigues, walterm@ufersa.edu.br¹

¹Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Av. Francisco Mota, 572, Costa e Silva, 59.625-900, Mossoró, RN, Brasil

Resumo: Partindo da importância que tem sido atribuída aos VANTs e dos grandes avanços tecnológicos nos últimos anos, fizeram com que a automação de veículos aéreos ganhasse uma importância considerável como tema de pesquisas, através das modelagens e dos sistemas de controle. O quadrotor tem se destacado em relação aos modelos de aeronaves empregados nessa área de estudo, principalmente devido a suas características, tais como o fato de ser um VTOL e sua praticidade de realizar manobras. Na modelagem do sistema dinâmico da aeronave foi usada a técnica de formalismo Newton-Euler, por ser mais apropriada a generalização. Já na concepção dos sistemas de controle, que objetivava a estabilização da atitude e altitude da aeronave, foi feito usados de duas técnicas não-linear, a técnica de backstepping e de modo deslizante. Concluindo-se então de que ambas as técnicas atenderam as necessidades impostas para os sistemas, na qual, o que foi obtido através da técnica de backstepping apresentou uma pequena vantagem em relação à do modo deslizante.

Palavras-chave: Quadrotor, Dinâmica de voo, VANT, Modo deslizante, Backstepping

1. INTRODUÇÃO

Com o passar do tempo e os avanços tecnológico permitiram que a aviação se desenvolvesse bastante, criando tipos de aeronaves com propósitos diferenciados. Uma categoria que surgiu com essas inovações foi a dos veículos aéreos não tripulados (VANTs). A utilidade do VANT é bastante abrangente, sendo capaz de fazer desde a entrega de produtos até a captação de imagens aéreas. E apresentam-se como principais interessados, as empresas privadas (lojas, farmácias, indústria cinematográficas, etc.), e os militares, que fazem uso significativo desta tecnologia. (Gottsfritz, 2014).

Para realização das tarefas é primordial o uso de sistemas de controle. Esses sistemas são de grande importância no desenvolvimento dos VANTs, já que além de permitir a realizações de tarefas das mais variadas, os mesmos ajudam na eficiência energética das aeronaves, o tornando-os um tema interessante para estudos, por abranger tantas áreas de conhecimento da mecânica, como também de energia, automação e computação (Moreira, 2016).

Várias técnicas podem ser utilizadas para a obtenção destes sistemas, mas já para esse trabalho optou-se pelas técnicas não-linear, backstepping e modo deslizante. Essa escolha se deu pelo fato de que apesar das técnicas não-lineares apresentarem um aumento da ordem da estrutura não-linear do controlador, a mesma tem apresentado uma grande contribuição para a compreensão das limitações e capacidades do problema de controle de helicóptero (Raptis, 2011).

As análises dos sistemas ocorrerão de acordo com os parâmetros de eficácia (estabilização da aeronave entorno do ponto desejado) e eficiência (tempo necessário para estabilização e consumo excessivo de carga), optando-se apenas pela simulação a qual atende perfeitamente as necessidades. Para tantos foram estabelecidos os seguintes passos: Estudo e análise da dinâmica do sistema quadrimotor, obtenção do sistema de controle, simulação dos sistemas obtidos através de software e comparação entre as técnicas a fim de definir qual a melhor.

Em geral nas pesquisas para a obtenção do modelo matemático dos veículos aéreos empregam-se duas abordagens clássicas, o formalismo Euler-Lagrange e o formalismo Newton-Euler. Que apresentam como principal diferença a relação ao sistema de referência, já que no formalismo Newton-Euler esse coincide com o centro de massa da aeronave, enquanto que no formalismo Euler-Lagrange esse coincide com o referencial inercial (Bouabdallah, 2007).

Nesse trabalho foi escolhido formalismo Newton-Euler por ser mais apropriada a generalização e por ser isomorfa em relação a qualquer sistema de coordenadas generalizadas.

2. MODELO DINÂMICO

A primeira etapa é a obtenção de um modelo matemático capaz de representar o sistema físico da aeronave, através de um estudo analítico coerente com o comportamento do sistema na prática. Sendo assim foram feitas as análises das equações de Newton-Euler, que são usadas para descrever os movimentos de translação e rotação de um corpo rígido, em uma única equação de seis componentes (Moreira, 2016). A dinâmica de corpos rígidos ao qual a força externa é aplicada no centro de massa e expressas na armação fixa do corpo são modeladas em Newton-Euler pela Eq. (1) (Bouabdallah, 2007):

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (\omega \times mV)^T \\ (\omega \times IV)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau_a \end{bmatrix} \quad (1)$$

Desde que as seguintes considerações sejam feitas:

- A estrutura é dita rígida.
- A estrutura é dita simétrica.
- O centro de massa e a origem do sistema fixo ao quadrotor são assumidos coincidentes.
- As hélices são ditas rígidas.

Antes de desenvolver as equações diferenciais que regem o movimento da aeronave, é importante definir o sistema de coordenadas e as variáveis. O primeiro referencial “E” trata-se de um referencial inercial, fixo em um ponto 0 no chão, onde o eixo X aponta para o norte, o eixo Y para o leste e o Z para cima. Já o segundo referencial “B” se encontra fixo no centro de massa do quadrotor e segue o movimento do mesmo (Fig. 1).

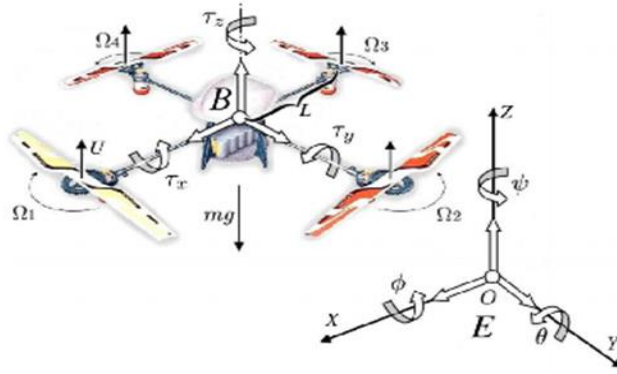


Figura 1. Sistema de coordenadas do quadrotor.
Fonte: Madani e Benallegue (2006)

Sendo a de matriz rotação geral ou principal a responsável pela mudança da base B para base E.

Da Eq. 1 obtém-se o modelo dinâmico do quadrotor completo. Que pode ser rescrita na forma de espaço de estado $\dot{X} = f(X; U)$, através da introdução de $X = (X_1, X_2, \dots, X_{12})^T \in R^{12}$ como vetor de estado do sistema seguinte:

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \\ \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \rightarrow \dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{x} = x_2 \\ \ddot{x} = (C(\phi)S(\theta)C(\psi) + S(\phi)C(\psi)) \frac{U_1}{m} \\ \dot{y} = x_4 \\ \ddot{y} = (C(\phi)S(\theta)S(\psi) - S(\phi)C(\psi)) \frac{U_1}{m} \\ \dot{z} = x_6 \\ \ddot{z} = -g + C(\psi)C(\theta) \frac{U_1}{m} \\ \dot{\phi} = x_8 \\ \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{I_Y - I_Z}{I_X} - \frac{I_r}{I_X} \dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_X} U_2 \\ \dot{\theta} = x_{10} \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \frac{I_Z - I_X}{I_Y} - \frac{I_r}{I_Y} \dot{\phi}\Omega + \frac{l}{I_Y} U_3 \\ \dot{\psi} = x_{12} \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta} \frac{I_X - I_Y}{I_Z} + \frac{U_4}{I_Z} \end{bmatrix} \quad (2)$$

A segunda etapa do trabalho é a aquisição do sistema de controle, primeiro foi utilizada a técnica backstepping, que tem como ideia base a projeção de uma sequência de sistemas virtuais de grau relativo unitário, sendo o sistema original o último elemento dessa sequência. Para cada sistema virtual, o grau relativo é reduzido através da seleção de uma entrada

virtual, atingindo então a passividade em relação a uma saída virtual. É importante afirmar que técnica de controle backstepping não promove a estabilidade do sistema, mas apenas estende a estabilidade de um sistema já estável para o sistema desejado, logo necessitando de outro método, usualmente a teoria de estabilidade de Lyapunov (Bouabdallah, 2007).

Para tanto se faz que o subsistema:

$$\dot{X} = f_x(x) + g_x(x)U_x(x) \quad (3)$$

Seja estabilizado como a origem, ou seja, $x = 0$, por um controle $U_x(x)$ de modo que $U_x(x) = 0$. Além de que a função de Lyapunov V_x seja estável e conhecida. Obtendo as seguintes entradas de controle:

$$\begin{aligned} U_1 &= \frac{m}{C(x_7)C(x_9)} [x_1 + g - \alpha_7(z_8 + \alpha_7 z_7) - \alpha_8 z_8] \\ U_2 &= \frac{1}{b_1} [(1 + \alpha_1 \alpha_2)(x_{7d} - x) - a_1 x_{12} x_{10} - (\alpha_1 + \alpha_2) a_2] \\ U_3 &= \frac{1}{b_2} [z_3 - a_3 x_{12} x_8 - x_8 a_4 \Omega - \alpha_3(z_4 + \alpha_3 z_3) - \alpha_4 z_4] \\ U_4 &= \frac{1}{b_3} [z_5 - a_5 x_{10} x_8 - \alpha_5(z_6 + \alpha_5 z_5) - \alpha_6 z_6] \end{aligned} \quad (4)$$

Sendo U_1 a entrada de controle para a altitude, U_2 a entrada de controle em relação ao ângulo de ϕ (ao redor do eixo x), o U_3 representa a entrada de controle em relação ao ângulo de θ (ao redor do eixo y) e já o U_4 representa a entrada de controle em relação ao ângulo de ψ (ao redor do eixo z).

Já a técnica de controle modo deslizante se fundamenta na redução de problemas de controle de sistemas genérico, descrito por equações não-lineares de ordem n, para sistemas de 1º ordem, através de incertezas nos parâmetros e/ou por sua própria estrutura matemática. É importante frisar que se deve escolher uma dinâmica que permita que todas as trajetórias dentro da superfície tendam para o set-points. No momento em a trajetória atingi o interior da superfície deslizante, é dito que o sistema está atuando em modo deslizante (Moreira, 2016).

Logo as entradas de controle são:

$$\begin{aligned} U_1 &= \frac{m}{C(x_7)C(x_9)} [-k_8 \text{sign}(s_1) + g - k_7 s_1] \\ U_2 &= \frac{1}{b_1} [-a_1 x_{12} x_{10} - a_2 x_8 \Omega - \alpha_1^2 z_1 - k_1 \text{sign}(s_2) - k_2 s_2] \\ U_3 &= \frac{1}{b_2} [-a_3 x_{12} x_8 - a_4 x_8 \Omega - \alpha_2^2 z_3 - k_3 \text{sign}(s_3) - k_4 s_3] \\ U_4 &= \frac{1}{b_3} [-a_5 x_{10} x_8 - \alpha_3^2 z_5 - k_5 \text{sign}(s_4) - k_6 s_4] \end{aligned} \quad (5)$$

As entradas de controles têm a mesma representatividade do utilizado na técnica backstepping.

Com posse das entradas de controle, foi realizada a simulação de ambos os sistemas, utilizando o software Matlab/Simulink® para simulação do modelo (Fig. 2).

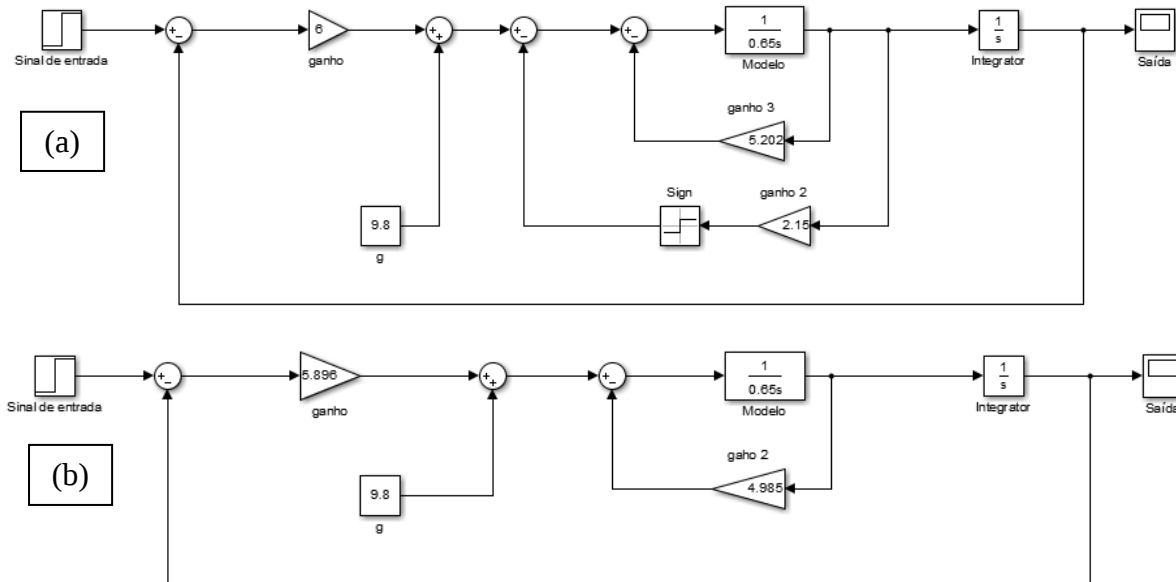


Figura 2. (a) Controle de altitude sliding mode; (b) Controle de altitude Bachstepping.

Os parâmetros de alimentação, mostrados na Tab. 1, são obtidos através do modelo desenvolvido por Bouabdallah (2017).

Tabela 1. Parâmetros de simulação.

Símbolo	Descrição	Magnitude
m	Massa	0.65 kg
l	Comprimento do braço	0.23 m
J_r	Inércia do rotor	6e-5 kg m ²
I_x	Momento de inércia ao longo do eixo x	75e-3 kg m ²
I_y	Momento de inércia ao longo do eixo y	75e-3 kg m ²
I_z	Momento de inércia ao longo do eixo z	1.3e-2 kg m ²
b	Momento de inércia ao longo do eixo x	3.13e-5 Ns ²
d	Momento de inércia ao longo do eixo y	7.5e-7 Nms ²

Na simulação é feito uma trajetória de voo que inicia com a decolagem em voo vertical, até a estabilização da aeronave em uma altura desejada de 2m.

3. RESULTADO E DISCUSSÃO

Os resultados obtidos para o controle com a técnica backstepping fora os seguintes:

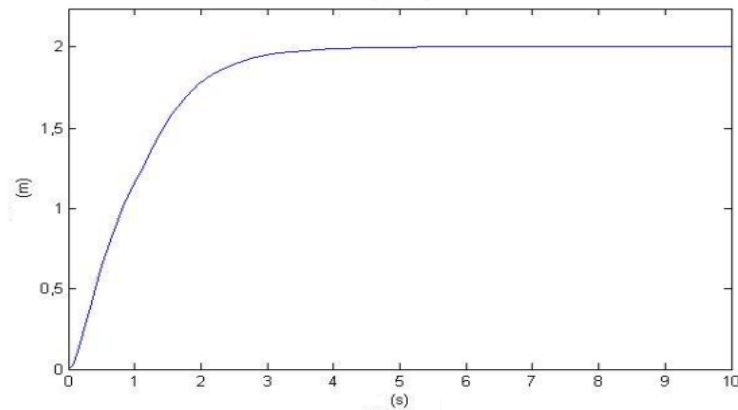


Figura 3. Resposta do Sistema de controle backstepping.

Logo se têm que o controlador obteve êxito no controle, levando um tempo de 5.15 segundos, também é possível observar nos gráficos que a estabilidade foi obtida sem sobressaltos, o que é ótimo para o consumo de energia.

Já para a simulação do sistema de controle usando a técnica de modo deslizante, obteve o seguinte resultado:

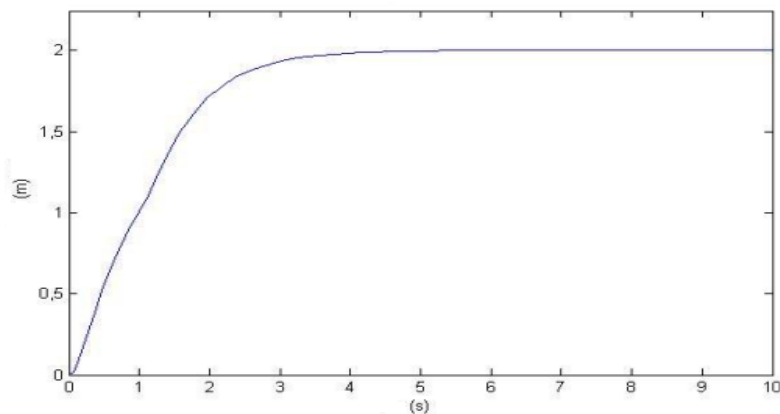


Figura 4. Resposta do Sistema de controle modo deslizante.

Ao analisar os gráficos observa-se resultados semelhante entre os dois controladores, diferenciando apenas pelo um pequeno acréscimo de tempo.

4. RESULTADO E DISCUSSÃO

Pode-se observar com esse trabalho o quão complexo é a automação do VANTs, necessitando desde uma excelente análise dinâmica da aeronave, até a obtenção e teste do sistema de controle.

O estudo da dinâmica do modelo é a etapa de maior importância, pois sendo a primeira parte da obtenção do controle, temos que qualquer erro nessa fase será carregado para demais. Nesse ponto as equações de Newton-Euler se mostraram de fácil compreensão e bastante eficaz na obtenção do sistema dinâmico do quadrotor.

A etapa de obtenção do sistema de controle, onde as técnicas não-lineares apresentam um grande potencial de desenvolvimento. Das duas técnicas não-lineares demonstradas nesse trabalho, a que obteve o melhor resultado nas simulações foi o controle obtido por backstepping, com menor tempo para estabilização. Por outro lado, o modo deslizante se mostrou bastante estável em relação aos erros e incógnitas do sistema. O que torna ambas as técnicas ótimas para a estabilidade e controle dos VANTs.

5. AGRADECIMENTOS

Este trabalho foi apoiado pela UFERSA e CNPq.

6. REFERÊNCIAS

BOUABDALLAH, S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Phd thesis. École Polytechnique Fédérale de Lausanne. Lausanne, França. 2007.

- GOTTSFRITZ, Evandro et al. Controle dos movimentos de rotação de um Quadrotor. São Paulo: Universidade de São Paulo Escola Politécnica, 2014.
- MADANI, Tarek; BENALLEGUE, Abdelaziz. Control of a Quadrotor Mini-Helicopter via Full State Backstepping Technique. Proceedings Of The 45th Ieee Conference On Decision And Control, [s.l.], p.1515-1520, 2006. Institute of Electrical & Electronics Engineers (IEEE). <http://dx.doi.org/10.1109/cdc.2006.377548>.
- MOREIRA, J. L. Simulação e análise de um controlador backstepping e sliding mode para estabilização da altitude e atitude de um quadrotor. 2016. 48 f. TCC (Graduation) - The course in Science and Technology, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, 2016.
- RAPTIS, Ioannis A.; VALAVANIS, Kimon P. Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters. Springer, 2011.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

ANALYSIS OF BACKSTEPPING AND SLIDING MODE A CONTROLLER FOR STABILIZING A QUADROTOR

Jerdison Lima Moreira, jerdison_lin@hotmail.com¹

Alex Sandro De Araújo Silva, alex.araujo@ufersa.edu.br¹

Antônio Ronaldo Gomes Garcia, ronaldogarcia@ufersa.edu.br¹

Walter Martins Rodrigues, walterm@ufersa.edu.br¹

¹Federal Rural University of the Semi-Arid, Francisco Mota Ave., 572, Costa e Silva, 59.625-900, Mossoró, RN, Brazil

Abstract. Based on the importance that has been attributed to the UAVs and the great technological advances in recent years, they have made the automation of air vehicles gain considerable importance as a research topic through modeling and control systems. The quadrotor has stood out in relation to the aircraft models employed in this area of study, mainly due to its characteristics, such as the fact that it is a VTOL and its practicality to perform maneuvers. In the modeling of the dynamic system of the aircraft, the Newton-Euler formalism technique was used since generalization was more appropriate. Already in the design of control systems, which aimed at stabilizing the attitude and altitude of the aircraft, was made use of two techniques non-linear, the technique of backstepping and sliding mode. It was concluded that both techniques met the requirements imposed on the systems, in which, what was obtained through the technique of backstepping presented a small advantage over that of the sliding mode.

Keywords: Quadrotor, Flight dynamics, UAV, Sliding mode, Backstepping