

MODELANDO A ATITUDE DE UM DRONE QUADROTOR

Pedro Iago Carvalho Martins (UFPI);
Prof. Dr. Otacílio da Mota Almeida (Orientador, Departamento de Engenharia Elétrica – UFPI);
pjago@protonmail.com.

Introdução

A atitude em um drone quadrotor corresponde aos dois ângulos que localizam o seu plano de atuação em relação à horizontal. O controle de atitude corrige a inclinação de um drone quadrotor através de alterações de velocidade, e portanto de força de propulsão, nas suas quatro hélices. Ajustando a atitude e a propulsão total, é possível equilibrar um quadrotor em uma altura fixa, bem como o locomover de um ponto a outro (BRESCIANI, 2008).

No referente trabalho analisou-se um drone restrito ao balanço horizontal como na Figura 1, no Laboratório de Controle e Automação da UFPI, fixado por cordas em um eixo horizontal, enquanto no outro eixo controlou-se a atitude, acionando-se dois motores de forma simétrica. Assim, identificou-se um modelo de função de transferência por aproximação à curva de Nyquist, obtida com medições de entrada e saída no método do relé (ASTROM, 1995).



Figura 1: Sistema de balanço horizontal analisado, sustentado por cordas.
Fonte: Martins (2018)

Metodologia

Modelagem do sistema de balanço horizontal e motores

O modelo linear simplificado para o sistema de balanço horizontal da Figura 1 foi obtido aplicando-se a terceira Lei de Newton do movimento rotacional. A equação (1) especifica a influência do torque T , da propulsão resultante de duas hélices, no ângulo de atitude y . O momento de inércia I restringe a aceleração angular y'' , e o torque de arrasto proporcional à C , se opõe a velocidade angular y' . A influência dos nós de sustentação nas cordas introduz ainda o torque restaurador em y , proporcional à K .

$$T = Iy'' + Cy' + Ky = 0 \quad (1)$$

Da entrada de torque U à saída angular Y numeram-se dois sistemas distintos, o sistema G_y da equação (1), referente ao balanço horizontal, e o sistema G_u de atuação dos motores. Na Figura 2 pode-se observar o diagrama de blocos de entrada e saída do sistema final G . Nota-se que as entradas distintas de cada motor são consideradas simétricas, de forma que o torque produzido por cada hélice é complementar e constituem um sistema SISO mais simples. No diagrama de blocos, a equação (1) é substituída por sua função de transferência.

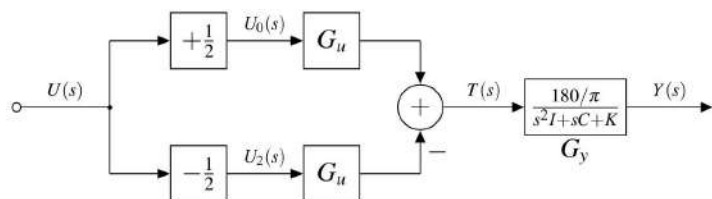


Figura 2: Diagrama de blocos do sistema de atitude com dois atuadores.
Fonte: Autor

A função de transferência do atuador G_u foi simplificada como uma função de 1º ordem, ao passo que a função de transferência G_y é de 2º ordem. Então, o modelo G resultante é de 3º ordem, e pode ser calculado pela equação (2), desde que se identifique os seus parâmetros.

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = G(s) = G_u G_y(s) = \frac{T_{max}}{1 - s/p} \times \frac{180/\pi}{s^2 I + sC + K} \quad (2)$$

Método do relé e a aproximação da curva de Nyquist

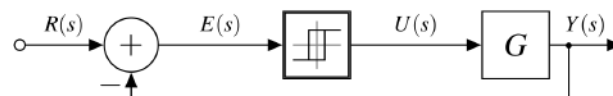


Figura 3: Diagrama de conexão do relé em malha fechada.
Fonte: Adaptado de Astrom e Hagglund (1995)

Para a identificação dos parâmetros da equação (2), aplicou-se a equação (3) do relé com histerese em pontos de frequência ω , alcançados por aplicação do relé em malha fechada como ilustrado na Figura 3. O relé com histerese é configurado por uma amplitude d de oscilação, e uma histerese ε (ASTROM, 1995). A amplitude d escolhida foi 1% da capacidade de variação total do atuador, na tentativa de manter a amplitude α na saída menor do que 10°. Três valores de histerese diferentes foram utilizados, resultando em três medições distintas da curva de Nyquist da função G , por 10 s. Repetiu-se quatro vezes para cada valor de histerese.

$$G(j\omega) = -\frac{\pi}{4d} \sqrt{a^2 - \varepsilon^2} - j \frac{\pi \varepsilon}{4d} \quad (3)$$

Resultados e discussão

Tabela 1: Valores médios para quatro repetições do relé em cada ponto $G(j\omega)$.

α (°)	ε (°)	ω (rad/s)	$G(j\omega)$ (rad)
5.2578	0.2457	5.0704	-7.1987 - j 0.3368
5.7001	1.2687	4.8722	-7.6170 - j 1.7392
6.7490	2.2298	4.7504	-8.7317 - j 3.0566

Os valores reais e imaginários de $G(j\omega)$, calculados com a equação (3) estão presentes na Tabela 1. Observa-se que com o aumento da histerese ε , a amplitude α aumenta e a frequência de oscilação ω diminui, em um comportamento típico do 3º quadrante da curva de Nyquist. Nas Figuras 4 e 5 posicionam-se os pontos medidos no diagrama de Bode e na curva de Nyquist, respectivamente. O modelo G , aproximado para corresponder às medições, se aproxima dos seus valores médios, marcados na curva de Nyquist com um x. Na Figura 4 têm-se uma estimativa das margens de fase e de ganho. Na Figura 5 observa-se que houve uma certa incerteza apenas na medida de menor valor de histerese, próximo à frequência crítica.

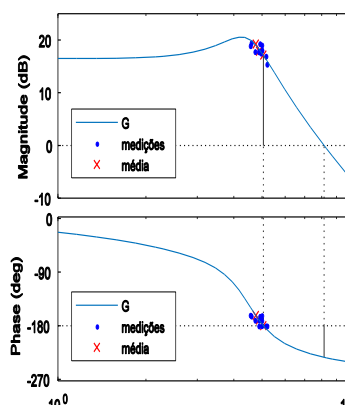


Figura 4: Diagrama de Bode medido e aproximado em G .
Fonte: Autor

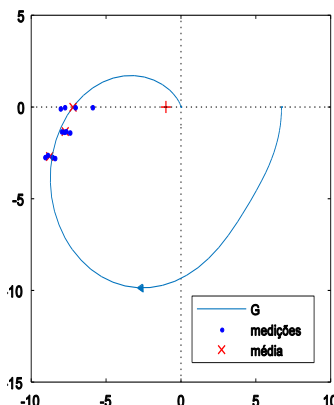


Figura 5: Curva de Nyquist medida e aproximada em G .
Fonte: Autor

Conclusão

Através do modelo de função de transferência 3º ordem e o método do relé, aproximou-se os parâmetros de um sistema de atitude de um drone quadrotor, tal que que o diagrama de Bode e a curva de Nyquist do modelo matemático, têm pontos próximos àqueles constatados na prática. A partir do modelo identificado, é viável projetar controladores específicos às características do sistema, bem como identificar e corrigir futuras anomalias.

Agradecimento

Agradeço aos amigos do Laboratório de Controle e Automação da UFPI pelo companheirismo.

Referências

- MARTINS, P. Atitude em um drone quadrotor: Identificação, Simulação e Controle. 2018. (Trabalho de conclusão de curso).
BRESCIANI, T. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. 2008. (Tese de mestrado).
ASTROM, K. J.; HAGGLUND, T. PID Controllers: Theory, Design, and Tuning. 2. ed. [S.l.]: Instrument Society of America, 1995.