

Modelagem e controle de uma plataforma experimental do tipo gangorra de eixo único

Beltrán A. Reinel*, José de Farias S. Ricardo*
Lussón C. Ania*

*Unidade Acadêmica do Cabo de Santo Agostino (UACSA), Universidade Federal Rural de Pernambuco (UFRPE),
Cabo de Santo Agostinho-PE.
(e-mail: reinel.beltran@ufrpe.br; ricardo.jose.farias@gmail.com; ania.lusson@ufrpe.br).

Abstract: In this article, the modeling and a control of a single-axis seesaw platform are presented. The actuator consists of a propeller coupled to a BLDC motor, to generate the necessary thrust to stabilize the platform at a desired angle of inclination. The modeling is performed using phenomenological equations for both the actuator and the seesaw, where propellers aerodynamic parameters are estimated from the thrust tests of the motor-propeller assembly. The well-known PID controller is used as the control algorithm. The Matlab/Simulink is used to adjust the controller and closed loop simulations. Experimental tests are performed by loading the controller into the microcontroller on board the prototype. Simulation results are compared with the experimental ones to verify the performance of the control algorithm. Finally, the platform can be used to control the roll and pitch movement of unmanned aerial vehicles and for teaching addressing themes of modeling and control of dynamic systems.

Resumo: Neste artigo, se apresentam a modelagem e o controle de uma plataforma do tipo gangorra de eixo único. O atuador consiste em uma hélice acoplada a um motor BLDC, para gerar o impulso necessário para estabilizar a plataforma no ângulo de inclinação desejado. A modelagem é realizada usando equações fenomenológicas para o atuador e a gangorra, onde os parâmetros aerodinâmicos das hélices são estimados a partir dos testes de empuxo do conjunto motor-hélice. O conhecido controlador PID é usado como algoritmo de controle. O Matlab/Simulink é empregado para realizar o ajuste do controlador e as simulações em malha fechada. Os ensaios experimentais são realizados embarcando o controlador no microcontrolador a bordo do protótipo. Os resultados de simulação são comparados com os experimentais para verificar o desempenho do algoritmo de controle. Finalmente, esta plataforma pode ser usada para o controle de *roll* e *pitch* de veículos aéreos não tripulados (VANT) e para o ensino abordando temas de modelagem e controle de sistemas dinâmicos.

Keywords: PID controller; *Seesaw Propeller*; VANT; Systems control; BLDC motor.

Palavras-chaves: Controlador PID; *Seesaw Propeller*; VANT; Controle de sistemas; Motor BLDC.

1. INTRODUÇÃO

Os veículos aéreos não tripulados (VANT's), também chamados de UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) ou drones, tem tido um aumento significativo em seu uso, como por exemplo, na agricultura de precisão, na fiscalização dos recursos hídricos, na supervisão de linhas de transmissão, de dutos de fluidos e gases, na supervisão do tráfego urbano, na proteção de fronteiras, no mapeamento do desmatamento na Floresta Amazônica, e até para bombardear inimigos (Goodarzi F. et al. 2014), (Luna T. L. et al. 2011), (Shukla A. et al. 2016), (Shakhatreh H. et al. 2019), (Wang B. et al. 2010).

Os UAV's podem ser classificados em dois grandes grupos: asas fixas e asas rotativas. Dentro do segundo grupo estão os multirotores, e em particular o quadricóptero tem sido um dos mais populares, o qual usa quatro rotores de empuxo vertical para sua propulsão, colocados, normalmente, nas extremidades da estrutura, e no centro dela toda a lógica de

medição e controle. Eles são caracterizados pela alta manobrabilidade, podendo decolar e pousar em espaços reduzidos, além de subir e descer verticalmente. Desde o ponto de vista dinâmico, possuem um comportamento inerente não-linear e instável, resultando em uma dinâmica complexa. Estes fatos, junto ao auge no uso em diversas aplicações e áreas, tem gerado grande interesse na comunidade científica, onde pesquisas são voltadas a conseguir um desempenho destas aeronaves, partindo desde seu desenho mecânico até o desenvolvimento de ótimas estratégias de controle de posicionamento, pouso, decolagem e seguimentos de trajetórias de forma precisa e com uma ótima rejeição às perturbações do meio (Santana, L. V. et al. 2012), (Gomes, L. L. et al. 2014), (Mohamed A. M. A. 2019), (Ben Moussa Sellali B., et al. 2017).

Por outro lado, plataformas de laboratório de UAV's são relativamente custosas e complexas, as quais exigem amplos espaços para operar, restrições de manobrabilidade e segurança. Neste sentido se faz necessário poder contar a

nível de laboratório com plataformas básicas para testar e avaliar projetos de controle, evitando ou minimizando possíveis danos físicos uma vez que o controlador de voo seja embarcado no protótipo final.

Na literatura reportam-se alguns trabalhos relacionados a este tipo de plataforma. Por exemplo, Erol U., et al. (2012) apresentam o projeto e o controle de posição de uma plataforma do tipo gangorra, cujo movimento angular é medido por um codificador e controlado por um propulsor em um dos extremos do sistema. O projeto mecânico é realizado *SolidWorks*. Como algoritmo de controle é usado o PID padrão e suas variantes proporcional (P), proporcional-integrativo (PI) e proporcional-derivativo (PD). Resultados de simulação usando o Matlab foram comparados com os experimentais com o intuito de avaliar e comparar as diferentes estratégias de controle. Também foram realizados testes para estudar o efeito da hélice no comportamento do sistema como um todo.

Já em Kim, J. et al. (2012) se expõe a construção de uma plataforma do tipo gangorra com dois propulsores para estudar e avaliar o projeto de controladores de atitude. O Matlab/Simulink foi usado para estimar a resposta do sistema usando um controlador P e um PD para agregar amortecimento ao sistema controlado. Os resultados de simulação foram comparados com os experimentais verificando o desempenho dos controladores.

Por outro lado, Mohammad H. et al. (2019) descrevem a dinâmica e o controle de atitude de uma plataforma do tipo gangorra com dois propulsores. O desenho mecânico foi realizado no *SolidWorks* e como controlador é usado o algoritmo PID padrão, o qual foi sintonizado experimentalmente via prova e erro. Resultados mostraram a efetividade deste para o controle de rolagem e arfagem em UAV's. Finalmente, Nils G., et al. (2012) oferecem uma ferramenta educativa e de desenvolvimento do tipo gangorra que permite avaliar sistemas de controle aviônico. O sistema é monitorado em tempo real por um painel de controle implementado no LabVIEW. Com a ferramenta é possível considerar dois casos: O primeiro tem como objetivo de controle a estabilização em uma inclinação desejada, para a qual é possível ajustar os parâmetros do controlador PID, baseado na resposta temporal desejada. O segundo caso considera dois atuadores, onde é possível sintonizar o PID para a estabilização em uma inclinação desejada, além de uma velocidade desejada no sistema. A ferramenta possibilita familiarização com o sensor de inclinação e sua calibração para melhorar a qualidade dos dados medidos.

Assim, o presente artigo tem como objetivo a modelagem e o controle de uma plataforma do tipo gangorra de eixo único (*Seesaw Propeller*) como o intuito de realizar estudos básicos de atitude em UAV's. Este tipo de plataforma também é de grande utilidade no ensino no que tange, por exemplo, à modelagem e controle de sistemas dinâmicos.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A seguir, será apresentada a modelagem matemática da plataforma e o controlador PID como uma das estratégias amplamente usadas no controle de sistemas.

2.1 Modelagem do sistema Seesaw Propeller

O sistema *seesaw propeller*, veja a Fig.1, consiste em uma plataforma do tipo gangorra de eixo único, onde em uma de suas extremidades é acoplado um propulsor, a fim de controlar a posição da haste. O propulsor consiste em um motor de corrente contínua sem escovas (BLDC), acoplado a uma hélice de forma a gerar a forças de empuxo, F , que atua para manter a plataforma equilibrada em uma determinada posição angular θ com relação à horizontal. No modelo, M representa a massa do motor BLDC, l a metade do comprimento da distância entre o centro do propulsor e o apoio da gangorra, e g a aceleração da gravidade.

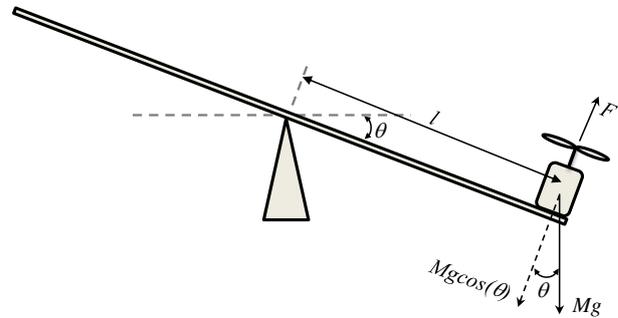


Fig. 1 Seesaw propeller.

O movimento da haste é descrito pelo torque em torno do seu centro. Assim, um modelo não linear que descreve a dinâmica do sistema pode ser dado por:

$$J_G \frac{d^2 \theta(t)}{dt^2} = l(F(t) - Mg \cos \theta(t)). \quad (1)$$

Onde J_G é o momento de inércia do sistema.

A equação da dinâmica da hélice é definida como (Takashi et al. 2014):

$$J_h \frac{d\omega_h(t)}{dt} = F(t) - Q(t). \quad (2)$$

Em que J_h é o momento de inércia da hélice, F a força de empuxo e Q o contra-torque.

Tanto a força de empuxo como o contra-torque podem ser definidos em função dos parâmetros da hélice como a seguir:

$$F(t) = \frac{C_T \rho D_P^4}{4\pi^2} \omega_h^2(t). \quad (3)$$

$$Q(t) = \frac{C_D \rho D_P^5}{4\pi^2} \omega_h^2(t). \quad (4)$$

Nas quais C_T é o coeficiente de empuxo, C_D o coeficiente de arrasto, ρ a densidade do ar, D_p o diâmetro da hélice e ω_h a velocidade angular da hélice.

Por outro lado, a potência consumida pelo motor ao girar a hélice é (Barnes W. M. 1995).

$$P(t) = \frac{C_p \rho D_p^5}{8\pi^3} \omega_h^3(t). \quad (5)$$

Onde C_p é o coeficiente de potência do motor, o qual segundo pode ser relacionado ao C_Q como da seguinte forma:

$$C_p = 2\pi C_Q. \quad (6)$$

Como visto, a força de empuxo e o contra-torque podem ser obtidos de forma analítica, mas dependem de coeficientes que sua determinação não é simples, já que estes, por sua vez, vão a depender da geometria e dos efeitos aerodinâmicos e mecânicos das hélices e do motor usados, porém nem sempre condizem com a realidade. Não obstante, tais coeficientes podem ser determinados por meio de testes experimentais de maneira razoável.

Os motores BLDC são amplamente usados na construção de UAV's multirotores já que apresentam alta eficiência, pouca geração de calor e uma boa controlabilidade. Existem na bibliografia diversas maneiras de descrever o funcionamento de um motor, para determinar as equações que regem este, foi adotada uma modelagem baseada nas equações fenomenológicas para um motor de corrente contínua (CC), que consiste em uma resistência e uma indutância, a qual se aplica uma entrada (V_s), bem como é levado em consideração as propriedades mecânicas do motor, ver Fig. 2 (Adaptado de Oguntoyinbo, O. J. 2009).

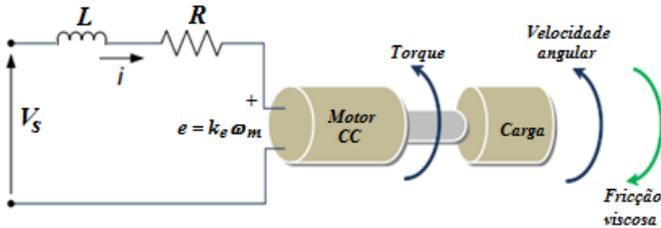


Fig. 2 Diagrama em blocos de um motor BLDC.

Portanto, a partir da Lei de Kirchhoff aplicada ao circuito e da aplicação da segunda Lei de Newton considerando as propriedades mecânicas do motor, como torque, velocidade angular e momento de inércia, obtém-se as seguintes equações:

$$L \frac{di(t)}{dt} = -Ri(t) - k_e \omega_m(t) + V_s(t). \quad (7)$$

$$J_m \frac{d\omega_m(t)}{dt} = k_t i(t) - k_f \omega_m(t) - T_L(t). \quad (8)$$

Onde R é a resistência da armadura e L sua indutância, i a corrente de armadura, ω_m a velocidade angular do motor, J_m o momento de inércia do rotor, k_f , k_t e k_e as constantes de

atrito, torque e força contra-eletromotriz, respectivamente, T_L o torque de carga, que nesse caso é o torque produzido pelo arrasto da hélice, assim $T_L(t) = Q(t)$. Considerando J como sendo o momento inércia do conjunto motor-hélice e $\omega_m = \omega_h = \omega$, então:

$$\frac{d\omega(t)}{dt} = \frac{k_t V_s(t)}{JR} - \left(\frac{k_t k_e + Rk_f}{JR} \right) \omega(t) - \frac{C_D \rho D_p^5}{4\pi^2} \omega^2(t). \quad (9)$$

Na Fig. 3 se representa o diagrama em blocos do conjunto motor-hélice conforme descrito em (9).

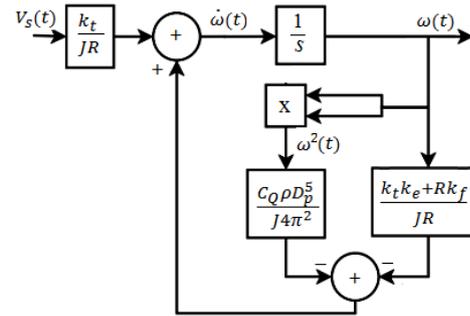


Fig. 3 Diagrama em blocos da equação que descreve o conjunto motor-hélice.

Finalmente pode-se relacionar as equações anteriormente apresentadas, a fim de obter que descreve o funcionamento do sistema apresentado na Fig.1. Tendo em vista que $F(t)$ é a força de empuxo resultante do movimento do conjunto motor-hélice, é possível utilizar (3) em (1):

$$\frac{d^2 \theta(t)}{dt^2} = \frac{l}{J_G} \left(\frac{C_t \rho D_p^4 \omega^2(t)}{4\pi^2} - Mg \cos(\theta(t)) \right). \quad (10)$$

2.2 Controlador PID

O controlador PID é muito utilizado em diversos setores, tanto acadêmicos quanto industriais, onde mais da metade dos controladores industriais em uso atualmente emprega esquemas de controle PID ou PID modificado (Ogata, K. 2010). A entrada do controlador é um sinal de erro (diferença entre a entrada de referência e a saída do sistema) e a ação de controle, sua saída, é composta pela soma ponderada das três ações básicas de controle. A forma do controlador PID mais frequentemente encontrados na indústria, e um dos mais relevantes para ajustar algoritmos é a chamada forma padrão como mostrado em (11).

$$u(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right). \quad (11)$$

Em que u é a saída, e o erro, K_p , T_i e T_d são o ganho proporcional, o tempo integral e derivativo, respectivamente.

Uma importante observação é o concernente ao termo derivativo; esse termo não é aplicado nesta forma pura, pelo fato deste amplificar ruídos, bem como também não poder ser implementado fisicamente. Assim em um controlador PID

real se aplica um filtro na ação derivativa, como mostrado em (12) no domínio de Laplace.

$$U(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + \frac{s T_d}{1 + s T_d / N} \right) E(s). \quad (12)$$

Onde N é um parâmetro de ajuste do filtro, tipicamente entre 2 e 20 (Åström, K. J. et al. 1995).

Para implementar a equação do controlador PID em um microcontrolador, é necessário que a equação (12) seja reescrita em sua forma discreta, a qual vai depender do método usado para a aproximação da integral e a derivada. Assim, o controlador PID foi discreto considerando a aproximação derivativa (*backward difference*) pelo fato de que este tipo de aproximação possui bons resultados para todos os valores de T_d , incluindo $T_d=0$. (Åström, K. J. et al. 1995).

$$\begin{aligned} u(kh) = & t_0 y_{sp}(kh) + t_1 y_{sp}(kh-h) + t_2 y_{sp}(kh-2h) \\ & - s_0 y(kh) - s_1 y(kh-h) - s_2 y(kh-2h) \\ & + (1+a_d)u(kh-h) - a_d u(kh-2h). \end{aligned} \quad (13)$$

Com

$$\begin{aligned} s_0 = & K_p + b_{i1} + b_d; \quad s_1 = -K_p(1+a_d) - b_{i1}a_d + b_{i2} - 2b_d; \\ s_2 = & K_p a_d - b_{i1}a_d + b_d; \\ t_0 = & K_p b + b_{i1}; \quad t_1 = -K_p b(1+a_d) - b_{i1}a_d + b_{i2}; \\ t_2 = & K_p b a_d - b_{i2}a_d; \\ b_{i1} = & K_p h / T_i; \quad b_{i2} = 0; \quad a_d = T_d / (T_d + Nh); \\ b_d = & K_p T_d N / (T_d + Nh). \end{aligned} \quad (14)$$

Onde y_{sp} e y são a entrada de referência e a saída do sistema, respectivamente, b é uma constante de ponderação de referência e h é o tempo de amostragem.

3. DESCRIÇÃO DA PLATAFORMA EXPERIMENTAL

Os componentes principais da plataforma são o motor BLDC, uma hélice, um controlador eletrônico de velocidade (ESC), uma unidade de medição inercial (IMU), um microcontrolador e o suporte. A Fig. 4 mostra a plataforma experimental do sistema *seesaw propeller* e na Fig. 5 o diagrama em blocos do circuito elétrico.

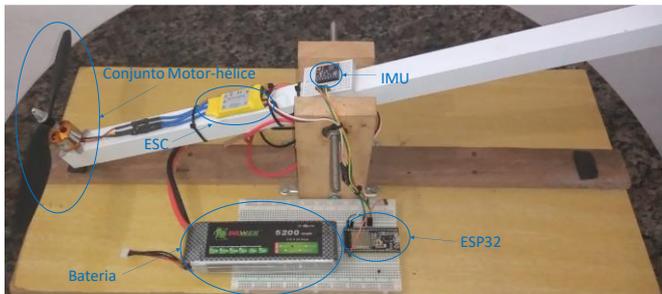


Fig. 4 Plataforma experimental do sistema.

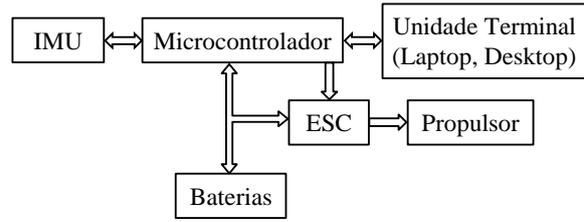


Fig. 5 Diagrama em blocos do circuito elétrico.

Na Fig. 6 são mostrados os componentes eletrônicos, os quais são os mesmos usados na construção de um quadricóptero nas instalações da UACSA-UFRPE.



Fig. 6 Componentes.

O motor BLDC é o modelo A2212/13T de 1000 KV, e para controlar a sua velocidade é usado um ESC, o qual fornece a energia ao motor proveniente da fonte de corrente contínua (baterias). Para este modelo de motor, o próprio fabricante sugere o uso de um ESC de 30A, e também recomenda o uso das hélices modelo EPP1045.

Como microcontrolador foi escolhido a ESP32, destacando-se por seu poder de processamento, baixo custo, além de possuir um sistema de Wi-Fi e Bluetooth integrados na placa, o que facilita seu uso para a transmissão e recepção de sinais sem fio.

As fontes de alimentação usadas são duas baterias, uma de 5200 mAh para alimentar os propulsores, e outra de 100 mAh para alimentar o microcontrolador e a IMU. A IMU empregada é o multi-sensor GY-87, o qual chega a 10 DOF (*Degree Of Freedom*), capaz de medir a velocidade angular, a orientação e as forças gravitacionais de um objeto em movimento através de um acelerômetro e giroscópio triaxial MPU-6050, um magnetômetro triaxial HMC5883L, e um sensor de pressão e temperatura BMP180. Para o sistema é usado os dados fornecidos pelo giroscópio e acelerômetro obtenção do ângulo de inclinação da gangorra.

4. RESULTADOS DE SIMULAÇÃO E EXPERIMENTAIS

Na Fig. 7 se mostra o sistema em malha fechada considerando como saída o ângulo da gangorra θ .

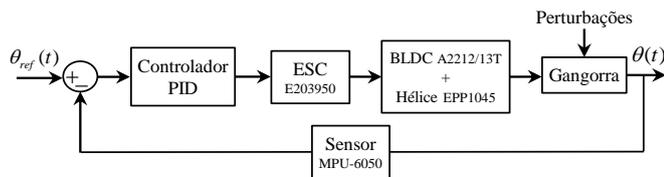


Fig. 7 Sistema em malha fechada.

Um aspecto importante a considerar no propulsor é a determinação do coeficiente de empuxo dado em (3), o qual pode ser estimado de maneira experimental. Para isto, se consideram os resultados experimentais dados em Paula, J. C. (2012), onde se relaciona o empuxo à velocidade e potência do motor. Assim, usando as relações dadas em (5) e (6) foram estimados os coeficientes C_T e C_Q de acordo com (3) e (4), respectivamente. Desta forma $C_T = 0.05933$ e $C_Q = 0.0088$.

O Matlab/Simulink possui a ferramenta *PID Autotuning* para a sintonia do controlador PID usando um modelo da planta. Como esta ferramenta é possível determinar os parâmetros do controlador ajustando tanto o comportamento transitório quanto a estado estacionário do sistema em malha fechada. O ajuste obtido é útil como ponto de partida para depois refinar os parâmetros em tempo real, uma vez que o código do controlador é embarcado no microcontrolador de bordo no sistema real. Assim, foram obtidos os seguintes parâmetros de sintonia: $K_p = 0.10$, $K_i = 0.03$ e $K_d = 0.10$ onde $K_i = K_p/T_i$ e $K_d = K_p T_d$.

Uma vez sintonizado o controlador, se procede à validação via simulação do sistema controlado. Para isto, se consideram as situações seguintes: Ângulo de referência igual a 0 graus e condição inicial de -27 graus, e ângulo de referência de -10 graus e condição inicial de 0 graus. Como as simulações foram satisfatórias para a sintonia do controlador (ver Fig. 8), seguindo para a implementação prática, primeiramente foram adotados os parâmetros de sintonia anteriormente apresentados, como parâmetros iniciais do PID. Para um melhor funcionamento do sistema em malha fechada se realiza um ajuste fino experimental do controlador, buscando obter valores de ganho mais apropriados para o processo que está sendo controlado, chegando em valores satisfatórios mostrados na Tabela 1.

Tabela 1. Sintonia do controlador PID

Parâmetros	Valor
K_p	0.3
K_i	0.0018
K_d	0.4

Se comparados os parâmetros de sintonia simulados e experimentais, é possível observar que há uma discrepância, a qual pode estar dada porque a sintonia inicial é realizada em base ao modelo do sistema. O modelo do sistema é obtido de acordo com certas considerações como, por exemplo, a ausência do atrito no sistema, o que pode ter levado a que o sistema real apresente um comportamento não idêntico como o esperado via simulação, e por isso é necessário o reajuste dos parâmetros do controlador. Não obstante, os parâmetros

inicialmente obtidos resultaram ser um bom ponto de partida para a obtenção mais refinada dos mesmos de forma prática.

Resultados de simulação e experimentação são apresentados na Fig. 7. Pode-se observar que na prática, a máxima amplitude das oscilações ocorre entorno dos 3 graus em ambos os sentidos, com alguns picos pontuais em determinados momentos devido às acelerações e desacelerações próprias do propulsor. No entanto, se comparados com os resultados de simulação pode-se perceber que são bem semelhantes de forma geral, tanto observando as amplitudes alcançadas, quanto o tempo de assentamento e máximo de sobressinal. As maiores diferenças entre os resultados simulados e os experimentais se devem principalmente em que os experimentais apresentam um pouco mais de oscilação. Um fato que pode explicar essas oscilações é que a estrutura em si não apresenta grandes empecilhos ao movimento, ou seja, as forças contrárias ao empuxo do propulsor são baixas, visto que o tipo de propulsor utilizado é capaz de erguer até 660 g e a gangorra apresenta um peso contrário bem menor, de aproximadamente 70 g. Portanto, por menor que seja o aumento da velocidade do propulsor acaba por gerar as oscilações observadas.

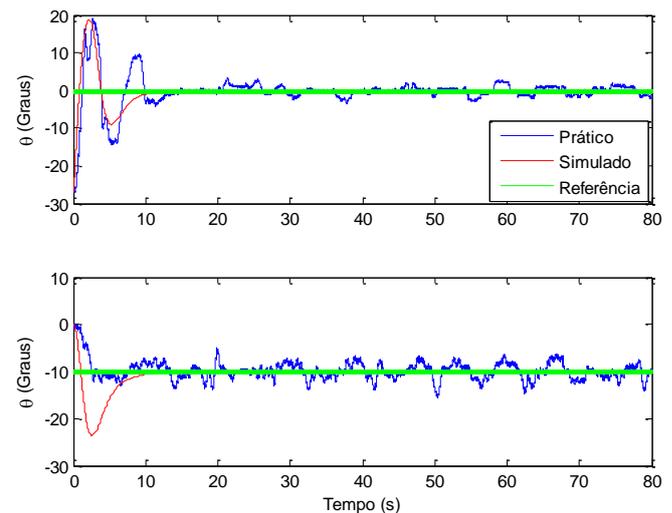


Fig. 8 Resultados de simulação e experimentação com referência.

Na Fig. 9 se apresentam os resultados de simulação e experimentação para o sistema perturbado por meio da aplicação de uma força externa, manual, de perturbação nos 40 s, considerando o ângulo de referência igual a 0 graus e condição inicial de -19 graus. Como é possível observar o controlador teve uma adequada rejeição à perturbação, a qual foi de -15 graus, sendo exagerada com o intuito de observar a robustez do controlador. Assim o PID se mostra, ainda, como uma boa opção tanto no seguimento de trajetória quanto na rejeição a perturbações.

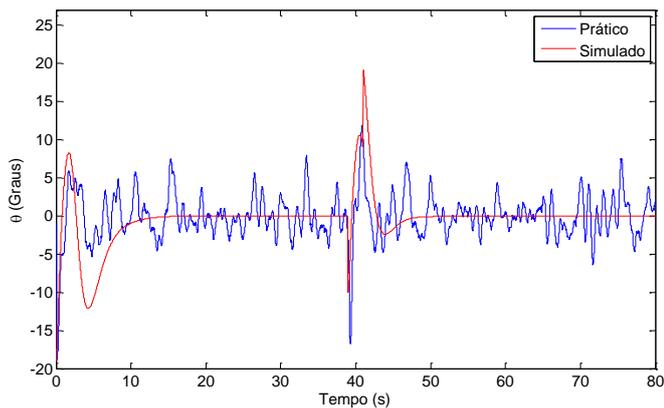


Fig. 9 Resultados de simulação e experimentação com perturbação.

5. CONCLUSÕES

Foi apresentada a modelagem, simulação e controle PID de uma plataforma do tipo gangorra de eixo único com um propulsor como atuador. A sintonia do controlador resultou ser satisfatória já que os resultados experimentais foram bem semelhantes aos simulados. O controlador PID mostrou-se robusto na rejeição a perturbações.

Assim, o uso de plataformas do tipo gangorra se mostra como uma ferramenta base para otimizar estratégias de controle de atitude em UAV's, como o caso do controle PID. No entanto vale a pena salientar que o controlador calculado é o ponto inicial para sua otimização final uma vez que o controlador seja embarcado no sistema real.

Do ponto de vista educacional a plataforma pode ser usada na aprendizagem de assuntos interdisciplinares, como por exemplo, modelagem de sistemas dinâmicos, estudo do algoritmo de controle PID e suas variantes, o qual é amplamente usado na indústria, além do projeto e implementação de outras técnicas de controle clássicas e modernas, como alocação de polos, IMC, controle por modo deslizante, linearização por realimentação, MPC, controle Fuzzy, entre outros. Desta forma os estudantes ficaram mais interessados em aprofundar na área da modelagem e controle de sistemas inerciais autônomos, especificamente os quadrotoros, os quais vêm-se mostrando de grande utilidade nas diversas áreas da sociedade atual.

REFERÊNCIAS

- Åström, K. J. and Hägglund, T. (1995). *PID Controllers: Theory, Design, and Tuning*. ISA: The Instrumentation, Systems, and Automation Society; 2nd Edition. United States of America.
- Ben Moussa Sellali B. and Allali A. (2017). Neuro — Fuzzy methods coupled to operational PID, to improve the flight parameters of a drone. *18th International Conference on Sciences and Techniques of Automatic Control and Computer Engineering (STA)*, 314-319. Monastir.
- Barnes, W. M. (1995). *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. 2nd Edition. John Wiley & Sons, New-York.
- Erol U., Turgay A., Onur K., Lutfi M. (2012). Position Control of a Seesaw like Platform by Using a Thrust Propeller. *The 12th IEEE International Workshop on Advanced Motion Control*. March 25-27, Sarajevo, Bosnia and Herzegovina.
- Goodarzi F., Lee D. e Lee T. (2014). Geometric stabilization of a quadrotor uav with a payload connected by flexible cable. *American Control Conference (ACC)*, 4925-4930. Portland.
- Gomes, L. L., Leal L., Oliveira T. R., S. da Cunha J. P. V. S. (2014). Controle de um veículo quadrrorotor usando um sistema de captura de movimentos. *Anais do XX Congresso Brasileiro de Automática*, 1474- 1481. Belo Horizonte, MG, Brasil.
- Kim, J., Roh, M., Song, J., Song, W., Kang, B., and Kim, J. (2012). An Experimental Study of a Single Axis Seesaw Attitude Control Consisting of Motor and Propeller. *The Journal of Advanced Navigation Technology*, 16 (1), 1-7.
- Luna T. L., Sanca A. S., Alsina P. J., Medeiros A. D., Guimarães J. P. F. (2011). Posicionamento de um veículo aéreo não tripulado para detecção de corrosões. *Petro & Quimica*, 34 -38. Brasil.
- Mohamed A. M. A. and AbuElgasim A. E. (2019). Controlling Drone—using IOT platform. *International Conference on Computer, Control, Electrical, and Electronics Engineering (ICCCEEE)*, 1-4. Khartoum, Sudan.
- Mohammad H. and Md. Nadim B. W. (2019). Seesaw Dynamics and Control-Experimental Study. *Journal of Mechanical Robotics*, 4(2), 1-7.
- Nils G., Atheel R. and Sergio M. (2012). Avionic control systems for education and development. *Proceedings of INTED2012 Conference*. 5th-7th March 2012, Valencia, Spain.
- Ogata, K. (2010). *Engenharia de Controle Moderno*. 5ª Edição. Pearson Education do Brasil, São Paulo.
- Oguntoyinbo, O. J. (2009). PID Control of Brushless DC Motor and Robot Trajectory Panning and Simulation with MATLAB/SUMULINK. *Degree Programme of Information Technology*, Vaasan Ammattikorkeakoulu University of Applied Sciences, Finland.
- Paula, J. C. (2012). Desenvolvimento de um VANT do tipo quadrrorotor para obtenção de imagens aéreas em alta definição. *Dissertação de Mestrado em Engenharia Elétrica*. Universidade Federal do Paraná, Curitiba, Brasil.
- Shukla A., Xiaoqian H. and Karki H. (2016). Autonomous tracking of oil and gas pipelines by an unmanned aerial vehicle. *IEEE 59th International Midwest Symposium on Circuits and Systems (MWSCAS)*, 1-4. Abu Dhabi.
- Shakhatreh H., Sawalmeh A. H., Al-fuqaha A., Dou Z., Almaita E., Khalil I., Othman N. S., Khreishah A., and

- Guizani M. (2019). Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges. *In IEEE Access*, 7, 48572-48634.
- Santana, L. V., Filho, M. S., Carelli, R. (2012). Modelagem e controle não linear subatuado de um quad-rotor: Parte 1. *Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática (CBA 2012)*, 449-454. Campina Grande, Brasil.
- Takahashi K., Fujimoto H., Hori Y., Kobayashi H. and Nishizawa A. (2014). Modeling of propeller electric airplane and thrust control using advantage of electric motor. *IEEE 13th International Workshop on Advanced Motion Control (AMC)*, 482-487. Yokohama.
- Wang B., Chen X., Wang Q., Liu L., Zhang H. and Li B. (2010). Power line inspection with a flying robot. *1st International Conference on Applied Robotics for the Power Industry*. Montreal, QC, Canada.