

ANÁLISE DINÂMICA E CONTROLE PID DE UM QUADRICÓPTERO

Gabriela V. Lima, Rafael M. J. A. de Souza, Fábio V. R. da Silva, Aniel S. de Moraes, Josué S. de Moraes

Laboratório de Automação, Servomecanismos e Controle (LASEC)

Faculdade de Engenharia Elétrica (FEELT) - Universidade Federal de Uberlândia (UFU)

Av. João Naves de Ávila, 2160 - Bloco 3N - Campus Santa Mônica CEP: 38.400-902. Uberlândia, MG, Brasil

gabriela@eel.ufu.br, rafael.mjas@gmail.com, fabiovince@gmail.com, aniel@eletrica.ufu.br, josue@eletrica.ufu.br

Resumo - Avanços tecnológicos em sensores e atuadores microeletromecânicos, no armazenamento de energia e no processamento de informações possibilitaram o desenvolvimento dos veículos aéreos não tripulados (VANT's). O quadricóptero tem emergido como uma destas plataformas de pesquisa devido a sua simplicidade mecânica, a alta manobrabilidade, bem como a capacidade de realizar pairagem e decolagens e pousos verticais. Este estudo demonstra a implementação de uma estratégia de controle para solucionar os problemas de posicionamento e rastreamento de trajetória do quadricóptero. O modelo dinâmico foi obtido através do formalismo de Euler-Lagrange. Sendo um sistema mecânico subatuado, sua estrutura de controle deve ser um esquema hierárquico, formado por dois subsistemas: o translacional e o rotacional. O subsistema translacional viabiliza o posicionamento e o rastreamento de trajetória, enquanto que o rotacional estabiliza os ângulos de orientação do veículo. Para tal foram utilizados controladores clássicos proporcionais integrais derivativos (PID).

Palavras-Chave - Controlador PID, Modelo Dinâmico, Quadricóptero, Rastreamento de Trajetória, Sistema Mecânico Subatuado.

DYNAMIC ANALYSIS AND PID CONTROL OF A QUADROTOR

Abstract - Technological advances in Micro Electro-Mechanical sensors and actuators, in energy storage and processing data enabled the development of unmanned aerial vehicles (UAV's). The quadrotor has emerged as one these research platforms due to its mechanical simplicity, high maneuverability, as well as the ability to perform hovering and vertical take-off and landing. This study demonstrates the implementation of a control strategy to solve the positioning and path tracking problems of quadrotor. The dynamic model was obtained by the Lagrange-Euler formalism. Being an underactuated mechanical system, the control structure must have a hierarchical scheme, consisting of two subsystems: the translational and rotational.

The translational subsystem enables the positioning and path tracking, while the rotational stabilizes the orientation angles of the vehicle. For this purpose were used the classical controller Proportional Integral Derivative (PID).

Keywords - PID Controller, Dynamic Model, Quadrotor, Path Tracking, Underactuated Mechanical System.

I. INTRODUÇÃO

O crescente progresso nos últimos anos nas áreas de sensoriamento, armazenamento de energia e no processamento de informações possibilitaram o desenvolvimento dos veículos aéreos não tripulados (VANTs). Estes veículos podem ser utilizados em aplicações civis e militares, sobretudo em tarefas de busca e resgate, em inspeções de grandes áreas, segurança, intervenção em ambientes hostis e nas indústrias de filmagem e entretenimento.

O quadricóptero pertence a uma classe de veículos aéreos não tripulados com asas rotativas. O sistema é semelhante a um helicóptero, porém com quatro conjuntos rotor/hélice, conforme a Figura 1.

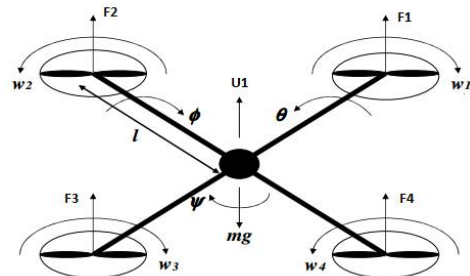


Fig. 1. Diagrama esquemático de um quadricóptero [8].

Esta configuração apresenta grandes vantagens quando comparado com o helicóptero convencional. Como o quadricóptero é acionado por quatro rotores, torna-se possível reduzir o tamanho individual de cada rotor e manter ou aumentar a capacidade total de carga do veículo. Além disso, este sistema não requer o controle angular de hélices. Tais fatores possibilitam a redução de custos no projeto e na manutenção do veículo [9].

Outras vantagens do quadricóptero são: sua alta manobrabilidade e a possibilidade de realizar decolagens e pousos verticais, bem como a estabilização em uma determinada altitude (pairagem), características que



XIII CEEL - ISSN 2178-8308
12 a 16 de Outubro de 2015
Universidade Federal de Uberlândia - UFU
Uberlândia - Minas Gerais - Brasil

possibilitam sua utilização em ambientes hostis ao ser humano [6].

Diversos estudos têm sido publicados descrevendo a modelagem dinâmica e estratégias de controle para o quadricóptero. Na área de controle, o primeiro desafio foi realizar a estabilização dos ângulos de orientação do veículo. Várias estratégias obtiveram sucesso e são utilizadas até os dias atuais. Em seguida, o desafio foi projetar estratégias de controle para a navegação do veículo em um espaço tridimensional (3D).

Controladores clássicos do tipo PID foram desenvolvidos para a estabilização dos ângulos de orientação de VANTs. De acordo com [1], [4] a técnica se mostrou eficiente, inclusive na rejeição de distúrbios e na robustez.

Em [2] foram projetados controladores proporcional derivativo (PD) para a estabilização da orientação e da altitude do veículo aéreo, o que possibilitou a realização das manobras de pairagem.

Em [3], [5] e [8] foram construídos controladores PID para o posicionamento do quadricóptero em um espaço tridimensional. Ainda com o mesmo intuito, em [10], foi desenvolvida uma técnica de controle híbrida, o PID-Fuzzy, para voos em ambientes internos.

Contudo, as pesquisas relacionadas à navegação do quadricóptero em um espaço tridimensional, não apresentaram os resultados do controle PID para tarefas de rastreamento de trajetórias complexas.

Desta forma, este estudo tem como objetivo analisar o comportamento do veículo aéreo em tarefas de posicionamento e seguimento de trajetória. Deve ser observado se neste sentido o controle PID é eficiente, ou se são necessárias técnicas de controle modernas para realização desta tarefa.

II. MODELAGEM DINÂMICA

Para o desenvolvimento de uma estratégia de controle para o quadricóptero, faz-se necessário à construção de um modelo dinâmico do sistema. As equações de movimento são obtidas assumindo que o veículo está sujeito a uma força (empuxo) e três torques.

A fim de determinar o modelo dinâmico do sistema, sem perda de generalidade, podemos estabelecer as seguintes premissas [1]:

- A estrutura do quadricóptero é supostamente rígida e simétrica.
- As hélices são supostamente rígidas.
- O centro de massa do veículo coincide com a origem do sistema de coordenadas fixo ao corpo rígido.
- O empuxo e o arrasto são proporcionais ao quadrado de velocidade das hélices.

Devemos considerar um eixo de coordenadas fixo ao corpo rígido $B = \{\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}\}$ capaz de rotacionar e transladar em relação a outro eixo de coordenadas, o eixo inercial $E = \{\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}\}$ considerado fixo na Terra, conforme a Figura 2.

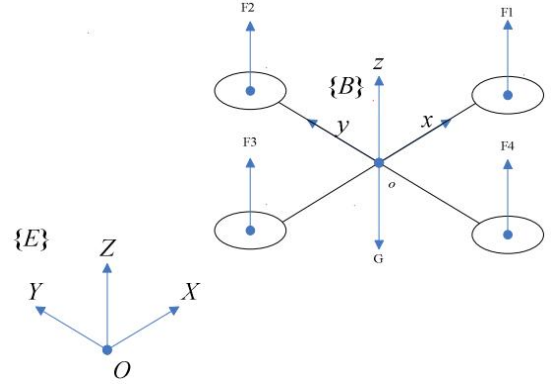


Fig. 2. Sistema de coordenadas do quadricóptero [5].

A posição e a orientação do quadricóptero são dadas por:

$$\xi = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (1)$$

onde, x, y, z representam as translações nas direções X, Y, Z do eixo de coordenadas E . Já em relação à orientação temos: ϕ representa o ângulo de rolagem, θ é o ângulo de arfagem e ψ é o ângulo de guinada do quadricóptero.

A. Equacionamento do movimento de translação

Através da parametrização pelos ângulos de Euler XYZ, podemos obter a orientação do veículo aéreo no espaço tridimensional, utilizando a matriz de rotação R :

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

onde, $C \cdot = \cos(\cdot)$ e $S \cdot = \sin(\cdot)$.

A força resultante no sistema de translação é o empuxo vertical (U_1) produzido pelo acionamento dos quatro propulsores. Esta força tem a direção de z no sistema de coordenadas fixo ao corpo rígido e é proporcional ao quadrado das velocidades das hélices.

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3)$$

Onde Ω_i refere-se à velocidade angular de cada motor, e b é o coeficiente de empuxo das hélices.

Para obter as equações de movimento referente ao sistema de translação podemos utilizar a 2ª Lei de Newton, desta forma, obtemos:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (S\psi S\phi + C\psi S\theta C\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (-C\psi S\phi + S\psi S\theta C\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = g - (C\theta C\phi) \frac{U_1}{m} \end{cases} \quad (4)$$

onde m é a massa total do quadricóptero e g representa a aceleração da gravidade.

B. Equacionamento do movimento de rotação

As equações do movimento de rotação podem ser expressas através do formalismo de Euler-Lagrange, baseado nos conceitos de energia cinética e energia potencial.

$$L = T - V$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} = \gamma_i \quad (5)$$

Onde L representa o Lagrangeano, T é a energia cinética total, e V é a energia potencial. As coordenadas generalizadas são representadas por q_i e as forças e torques não conservativos são dados por γ_i .

Assumindo que a matriz de inércia é diagonal (estrutura simétrica) podemos obter a seguinte expressão para a energia cinética do quadricóptero:

$$T = \frac{1}{2} I_{xx} (\dot{\phi} - \dot{\psi} S \theta)^2 + \frac{1}{2} I_{yy} (\dot{\theta} C \phi + \dot{\psi} S \phi C \theta)^2 + \frac{1}{2} I_{zz} (\dot{\theta} S \phi - \dot{\psi} C \phi C \theta)^2 \quad (6)$$

onde I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} são os momentos de inércia sobre os eixos x , y , z .

Levando em conta que a aceleração da gravidade é a mesma em todos os pontos do quadricóptero, podemos expressar a energia potencial total do veículo como:

$$V = \int x \, dm(x) \cdot (-g S \theta) + \int y \, dm(y) \cdot (g S \phi C \theta) + \int z \, dm(z) \cdot (g C \phi C \theta) \quad (7)$$

Assim, substituindo (6) e (7) na equação do Lagrangeano (5) e fazendo os cálculos subsequentes, obtemos as seguintes equações de movimento:

$$\ddot{\phi} = \frac{\dot{\theta} \dot{\psi} (I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\phi} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta} \dot{\phi} (I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \quad (8)$$

Faz-se necessário inserir nas equações de movimento, os torques não conservativos que atuam no veículo aéreo, que são:

$$U_2 = bL(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$$

$$U_3 = bL(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)$$

$$U_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (9)$$

onde L é a meia envergadura do quadricóptero e d é o coeficiente de arrasto das hélices.

Além disso, o sistema de rotação também está submetido ao efeito giroscópico resultante da movimentação das hélices:

$$\tau'_x = J \omega_y (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)$$

$$\tau'_y = J \omega_x (\Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3) \quad (10)$$

onde, J representa o momento de inércia do motor. As variáveis ω_x e ω_y representam a velocidade angular nos eixos x e y respectivamente.

Podemos concluir que o modelo dinâmico do quadricóptero que descreve os movimentos de rolagem, arfagem e guinada contém o efeito giroscópico resultante da rotação do corpo rígido, o efeito giroscópico resultante da rotação da hélice e finalmente a ação dos atuadores:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{\dot{\theta} \dot{\psi} (I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + \frac{J \dot{\theta} \Omega}{I_{xx}} + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{\dot{\phi} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} - \frac{J \dot{\phi} \Omega}{I_{yy}} + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta} \dot{\phi} (I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{cases} \quad (11)$$

III. CONTROLE

A estratégia de controle utilizada neste trabalho é apresentada na Figura 3, sendo conhecida como estrutura em cascata.

O caminho a ser seguido no espaço cartesiano \mathfrak{R}^3 é fornecido pelo bloco *Gerador de Trajetória*. Tal bloco fornece as três coordenadas de posição (X_d, Y_d, Z_d) e o ângulo de guinada (ψ_d) [7].

O *Controle Translacional* viabiliza a navegação e estabilização do quadricóptero no espaço tridimensional. Tal controle é executado em duas etapas. Inicialmente, a altura do quadricóptero é controlada e o empuxo total (U_1) é a variável manipulada. Na sequência, as referências para os ângulos de rolagem e arfagem (ϕ_d, θ_d) são geradas através de duas entradas virtuais, calculadas de modo que o quadricóptero execute a movimentação no plano xy .

O *Controle Rotacional* permite a estabilização dos três ângulos de orientação do veículo aéreo: rolagem, arfagem e guinada. As variáveis manipuladas correspondem aos torques aplicados nos três eixos.

Na sequência, a força principal (empuxo) e os três torques são aplicados no quadricóptero, proporcionando a movimentação desejada.

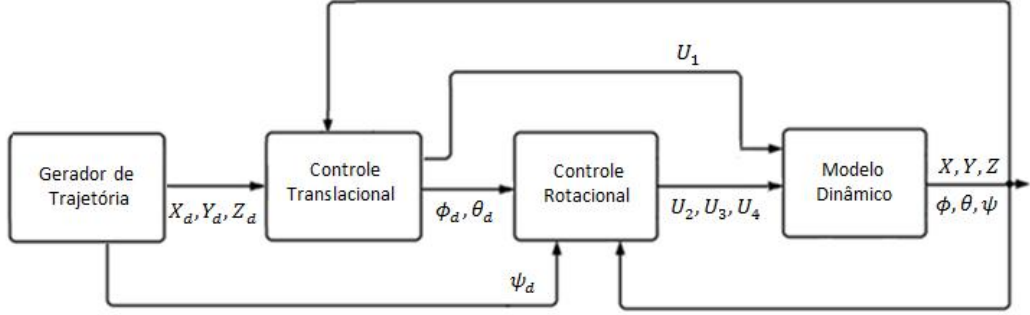


Fig. 3. Estratégia de controle em cascata para o quadricóptero.

A. Controle Translacional

Nesta seção são apresentadas as leis de controle que possibilitam solucionar o problema de rastreamento de trajetória.

1) Altitude

Inicialmente, calculamos o empuxo necessário para que o quadricóptero alcance a altura desejada (z_d). A fim de obter um comportamento linear para o posicionamento vertical, é proposta a seguinte estratégia de controle:

$$U_1 = (r_1 - mg) \cdot \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} \quad (12)$$

onde r_1 representa um controlador PID, tal que:

$$e_z = z_d - z$$

$$r_1 = k_{pz} \cdot e_z + k_{iz} \cdot \int_0^t e_z dt + k_{dz} \cdot \dot{e}_z \quad (13)$$

sendo: k_{pz} , k_{iz} e k_{dz} os ganhos do controlador de altitude.

2) Deslocamento no plano xy

Através do modelo dinâmico do sistema (14) é possível observar que o deslocamento no plano xy depende da entrada de controle U_1 .

De fato, U_1 corresponde à magnitude do empuxo necessário para obter a movimentação linear desejada, enquanto que u_x e u_y podem ser consideradas as direções de U_1 que geram o movimento nos eixos x e y respectivamente.

$$\ddot{x} = (u_x) \frac{U_1}{m}$$

$$\ddot{y} = (u_y) \frac{U_1}{m} \quad (14)$$

onde:

$$u_x = \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi$$

$$u_y = -\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi \quad (15)$$

O cálculo das entradas virtuais u_x e u_y é realizado através da equação 14, quando já foram aplicadas ações de controle PID para os eixos x e y .

Desta forma, através destas entradas virtuais (15) são calculados os valores necessários dos ângulos de rolagem e arfagem (ϕ_d , θ_d) para guiar o quadricóptero no plano xy .

$$\phi_d = \text{asin}(\sin \psi \cdot u_x - \cos \psi \cdot u_y)$$

$$\theta_d = \text{asin}[(u_x - \sin \psi \sin \phi) / (\cos \psi \cos \phi)] \quad (16)$$

Foram realizadas as sintonias dos controladores PID e os ganhos encontrados podem ser visualizados na Tabela 1.

B. Controle Rotacional

Nesta seção são apresentadas as leis de controle do subsistema rotacional.

O controle rotacional promove a estabilização dos três ângulos de orientação do quadricóptero: rolagem, arfagem e guinada. Para tal foram construídos três controladores PID independentes, sendo que, os torques aplicados nos eixos correspondem as variáveis manipuladas.

$$U_2 = k_{p\phi} \cdot e_\phi + k_{i\phi} \cdot \int_0^t e_\phi dt + k_{d\phi} \cdot \dot{e}_\phi$$

$$U_3 = k_{p\theta} \cdot e_\theta + k_{i\theta} \cdot \int_0^t e_\theta dt + k_{d\theta} \cdot \dot{e}_\theta$$

$$U_4 = k_{p\psi} \cdot e_\psi + k_{i\psi} \cdot \int_0^t e_\psi dt + k_{d\psi} \cdot \dot{e}_\psi \quad (17)$$

Os controladores PID foram sintonizados e os ganhos obtidos podem ser observados na Tabela 1.

Tabela 1: Ganhos dos controladores PID.

Controle	K_p	K_i	K_d
X	0.10	0.0005	1.30
Y	0.10	0.0005	1.30
Z	17.00	5.00	7.00
ϕ	0.12	0.0005	0.08
θ	0.12	0.0005	0.08
ψ	0.05	0.0005	0.02

IV. RESULTADOS

A estratégia de controle proposta neste trabalho foi verificada através de simulações computacionais. O comportamento do veículo aéreo foi analisado mediante tarefas de posicionamento e rastreamento de trajetória.

Os parâmetros nominais do quadricóptero, que foram utilizados na simulação, são apresentados na Tabela 2.

Tabela 2: Parâmetros do quadricóptero.

Parâmetro	Unidade	Valor
M	kg	0.53
L	m	0.23
I_{xx}	kg.m ²	$6,22 \cdot 10^{-3}$
I_{yy}	kg.m ²	$6,22 \cdot 10^{-3}$
I_{zz}	kg.m ²	$1,12 \cdot 10^{-2}$
g	m/s ²	9.81

Inicialmente, foi realizada uma análise do sistema, através da resposta ao degrau para as coordenadas de posição (x, y, z), conforme apresentado na Figura 4.

Para as coordenadas de orientação (ϕ, θ, ψ), o controle rotacional atuou de modo que os ângulos estabilizassem em torno da origem, conforme pode ser observado na Figura 5.

Esta simulação representa uma manobra de posicionamento e pairagem do quadricóptero.

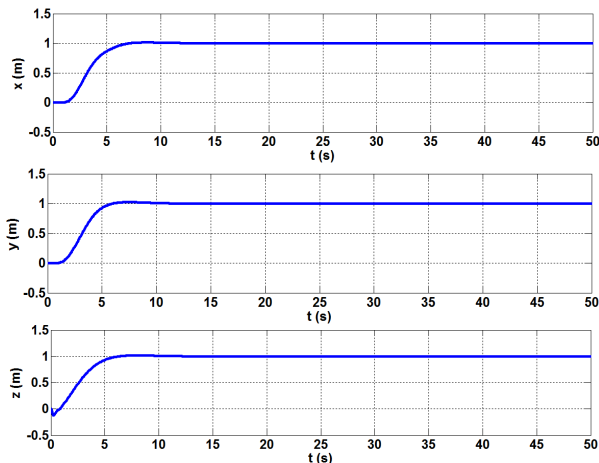


Fig. 4. Resposta das coordenadas de posição em malha fechada.

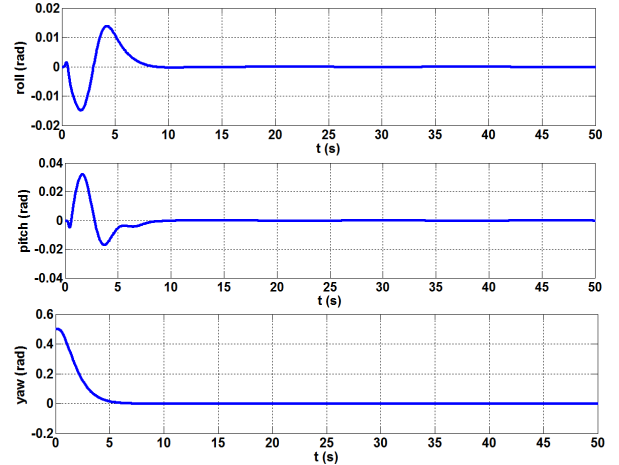


Fig. 5. Estabilização das coordenadas de orientação.

Perante os gráficos apresentados, podemos observar que o sistema de controle proposto foi capaz de posicionar e estabilizar o veículo aéreo.

O quadricóptero apresentou um comportamento estável, com erro estacionário nulo e resposta rápida. Além disso, verificou-se um pequeno sobressinal (*overshoot*), quando comparado com as dimensões do veículo.

Através da Tabela 1, podemos observar que os ganhos integrais, com exceção do controlador de altitude, foram pequenos. Tal fato fez-se necessário para evitar instabilidade e tempo de estabilização elevado. Apesar disso, o sistema conseguiu atingir um erro estacionário nulo. Os ganhos derivativos foram relativamente mais altos, com o intuito de acelerar a resposta do quadricóptero.

Outra tarefa analisada durante as simulações foi o rastreamento de trajetória, Figuras 6-8. A referência utilizada foi helicoidal, cujo trajeto é definido a seguir:

$$x_d = \frac{1}{2} \cos(t/2); y_d = \frac{1}{2} \sin(t/2); z_d = 1 + \frac{t}{10} \quad (18)$$

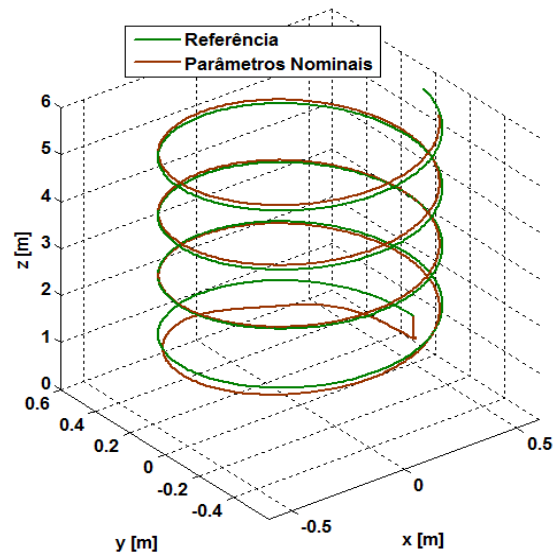


Fig. 6. Rastreamento de trajetória helicoidal.

As coordenadas iniciais e finais do veículo aéreo foram:

$$\begin{aligned} [x, y, z] &= [0.5, 0, 1] \text{ m} \quad [\phi, \theta, \psi] = [0, 0, 0.5] \text{ rad.} \\ [x, y, z] &= [0.5, 0, 6] \text{ m} \quad [\phi, \theta, \psi] = [0, 0, 0] \text{ rad.} \end{aligned}$$

Através das Figuras 6 e 7 podemos analisar que os controladores apresentaram um pequeno atraso na tarefa de rastreamento de trajetória, contudo, o mesmo não propiciou maiores problemas na execução da meta proposta. Além disso, o sistema exibiu um comportamento estável e sem sobressinal.

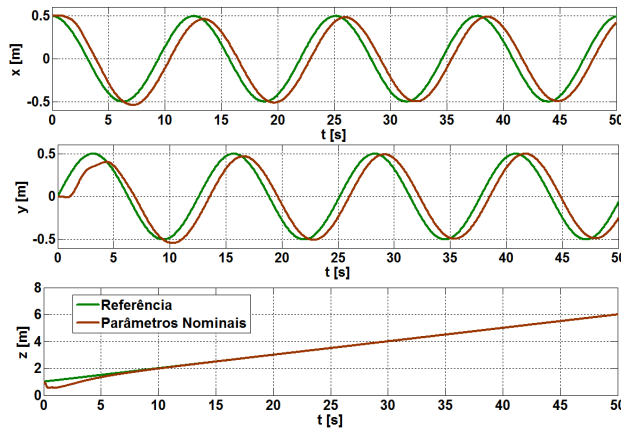


Fig. 7. Posições (x, y, z).

Na Figura 8 é possível observar que os ângulos de rolagem e arfagem apresentaram uma pequena oscilação em torno de zero. Contudo, o VANT executou a missão de voo de forma estável. O ângulo de guinada estabilizou rapidamente e apresentou erro estacionário nulo.

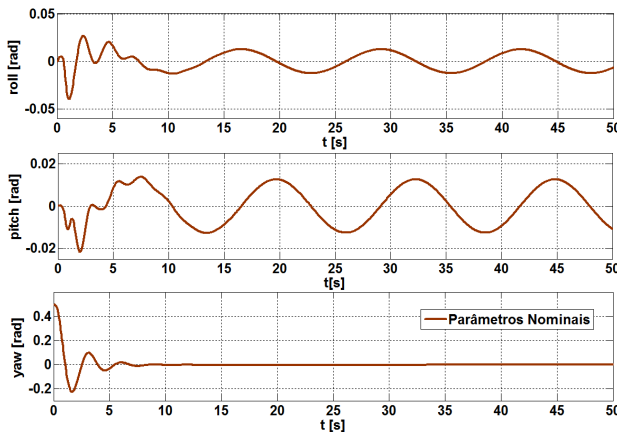


Fig. 8. Orientação (ϕ, θ, ψ).

V. CONCLUSÕES

Neste artigo foi apresentada a modelagem dinâmica de um veículo aéreo não tripulado, do tipo quadricóptero, obtida através do formalismo de Euler-Lagrange. Com base neste modelo foi desenvolvida uma estratégia de controle em cascata, utilizando controladores PID, com o objetivo de

guiar o quadricóptero tanto em tarefas de posicionamento quanto em rastreamento de trajetória.

A eficácia do controlador PID foi verificada através de simulações em malha fechada, onde foram observadas características como: estabilidade, tempo de resposta, erro estacionário e sobressinal.

Vale destacar que o sistema de controle aqui apresentado foi considerado eficaz, uma vez que, executou as tarefas de posicionamento e rastreamento de trajetória propostas.

Como sugestão para trabalhos futuros, deve ser realizada a análise de robustez perante incertezas paramétricas e distúrbios aerodinâmicos, quando submetido ao controle PID.

REFERÊNCIAS

- [1] Bouabdallah, S.; Noth, A.; Siegwart, R. PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. *In Proc. IEEE Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems*, volume 3, pages 2451–2456, Sendai, Japan, 2004.
- [2] Castillo, P.; Albertos, P.; Garcia, P.; Lozano, R. Simple Real-time Attitude Stabilization of a Quad-rotor Aircraft With Bounded Signals. *In Proc. 45th IEEE Conference on Decision & Control Manchester Grand Hyatt Hotel San Diego, CA, USA, December 13-15, 2006.*
- [3] Erginer, B.; Altuğ, E. Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle. *In Proc. 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium Istanbul, Turkey, June 13-15, 2007.*
- [4] Hoffmann, F.; Goddemeier, N.; Bertram, T. Attitude estimation and control of a quadcopter. *In Proc. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems* October, pages 18-22, Taipei, Taiwan, 2010.
- [5] Li, J.; Li, Y. Dynamic Analysis and PID Control for a Quadrotor. *In Proc. 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, Beijing, China, 2011.
- [6] Lima, G. V.; Souza, R. M. J. A.; Morais, A. S.; Morais, J. S. Modelagem dinâmica de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero. *XII CEEL - Conferência de Estudos em Engenharia Elétrica*, Universidade Federal de Uberlândia, 2014.
- [7] Raffo, G. V.; Ortega, M. G.; Rubio, F. R. *Path Tracking of a UAV via an Underactuated H_∞ Control Strategy*. *European Journal of Control*, 17(2), 2011.
- [8] Salih, A. L.; Moghavvemi, M.; Mohamed, H. A. F.; Gaëid, K.S. *Flight PID controller design for a UAV quadrotor*. *Scientific Research and Essays* Vol. 5(23), pp. 3660-3667, 2010.
- [9] Souza, R. M. J. A.; Lima, G. V.; Morais, A. S.; Morais, J. S. Desenvolvimento de um simulador de quadricópteros em plataforma Matlab®. *XII CEEL - Conferência de Estudos em Engenharia Elétrica*, Universidade Federal de Uberlândia, 2014.
- [10] Zareb, M.; Ayad, R.; Nouibat, W. Fuzzy-PID hybrid control system to navigate an autonomous mini-quadrotor. *In Proc. 3rd International Conference on Systems and Control*, Algiers, Algeria, October 29-31, 2013.