

Controle de Navegação de um Veículo Aéreo Não Tripulado tipo Quadricóptero com Restrição em sua Orientação

André T. da Silva, João P. F. Guimarães, Pablo J. Alsina, Adelardo A. D. Medeiros

Resumo— Este artigo apresenta uma estratégia de controle para navegação de um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado) tipo quadricóptero que possui uma restrição em sua orientação devido à presença de uma câmera fixa sempre apontando para frente. Para realizar essa navegação, foi adotada uma estratégia de controle de posição e orientação baseada na técnica de controle usada em robôs móveis a rodas. Resultados de simulação são mostrados.

I. INTRODUÇÃO

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) têm sido largamente utilizados em diversas aplicações atualmente, tanto militares como civis, tais como em tarefas de inspeção que oferecem risco à vida humana, como em instalações petroquímicas [1], inspeção de ambientes em que há incêndio, linhas de transmissão de energia, dentre outras. O quadricóptero é um tipo de VANT que tem se tornado a plataforma padrão para pesquisa em robôs aéreos [2]-[5]. Isso se deve à construção mecânica robusta, sua estrutura simples, capacidade para decolagem e pouso verticais (o que exige menor área do que outros veículos aéreos) e alto grau de mobilidade e de, especialmente, ser capaz de fazer vôos pairados, desviando-se de obstáculos enquanto realiza a tarefa de inspeção visual.

O quadricóptero é um sistema de difícil controle, pois é naturalmente instável, acoplado e subatuado. Numerosos trabalhos já foram realizados para seu controle, como, por exemplo, modelagem dinâmica baseada em leis físicas [6], linearização do modelo físico e aplicação de técnicas de controle clássicas [7], aplicação de técnicas de identificação de sistemas para construção do modelo dinâmico e construção de um controlador baseado nele [8], controle por backstepping [9], dentre outros.

Em todas essas estratégias o quadricóptero é considerado como holonômico, ou seja, pode se mover em todas as direções. Entretanto, há certas aplicações, como em controle servo-visual usando uma câmera fixa na aeronave, onde é

exigido que o robô se mova, no plano horizontal, na direção para a qual sua câmera está apontando, ou seja, ele não pode mover-se lateralmente. Essa limitação gera uma restrição não-holonômica artificial similar à presente em robôs móveis a rodas, o que inspirou a adoção de uma estratégia de controle de posição e orientação já usada nesses casos [10].

Este artigo está organizado como se segue. Após essa introdução, o modelo dinâmico é apresentado na seção II. Seção III descreve a estratégia de controle de posição e orientação proposta. Seção IV discute os experimentos desenvolvidos e seus resultados. As conclusões finais são apresentadas na seção V.

II. MODELO DINÂMICO

A fig. 1 apresenta o diagrama de um quadricóptero com as forças de empuxo geradas pelos quatro propulsores F_1 , F_2 , F_3 e F_4 , as velocidades angulares w_1 , w_2 , w_3 e w_4 de cada um deles, os movimentos angulares de rolagem, arfagem e guinada, Φ , θ e Ψ , respectivamente, e os eixos de referência móvel e fixa, $\{Q\}$ e $\{M\}$, respectivamente.

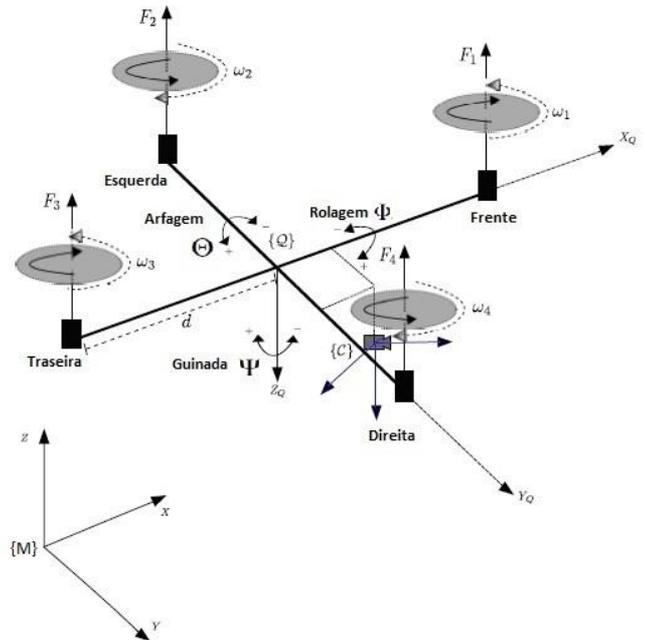


Figure 1. Diagrama esquemático de um quadricóptero.

André T. da Silva está afiliado ao Departamento de Engenharia de Computação e Automação - Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) CEP 59078-900 Natal - RN (e-mail: silva.enge@gmail.com).

João P. F. Guimarães está afiliado ao Departamento de Engenharia de Computação e Automação - Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) CEP 59078-900 Natal - RN (e-mail: jp@dca.ufrn.br).

Pablo J. Alsina está afiliado ao Departamento de Engenharia de Computação e Automação - Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) CEP 59078-900 Natal - RN (e-mail: pablo@dca.ufrn.br).

Adelardo A. D. Medeiros está afiliado ao Departamento de Engenharia de Computação e Automação - Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) CEP 59078-900 Natal - RN (e-mail: adelardo@dca.ufrn.br).

O modelo dinâmico utilizado foi baseado em suposições simplificadoras mostradas em outros trabalhos [11]. As equações de 1 a 6 descrevem esse modelo.

$$\ddot{\phi} = \frac{\tau_{24}}{J_x} \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\tau_{13}}{J_y} \quad (2)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\tau_g}{J_z} \quad (3)$$

$$\ddot{Z} = -g + (\cos\phi \cos\theta) \frac{F_T}{m} \quad (4)$$

$$\ddot{X} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \frac{F_T}{m} \quad (5)$$

$$\ddot{Y} = (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \frac{F_T}{m} \quad (6)$$

Φ , θ e Ψ , são os ângulos de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente. X , Y e Z são as coordenadas de posição na referência de mundo $\{M\}$. τ_{13} , τ_{24} , τ_g e F_t são os sinais virtuais que são convertidos nos sinais pwm (do inglês pulse width modulation - modulação por largura de pulso) δ_1 , δ_2 , δ_3 e δ_4 que são aplicados ao sistema. J_x , J_y e J_z são os momentos de inércia e m é a massa total do quadricóptero.

A matriz que representa a transformação dos sinais pwm δ_1 , δ_2 , δ_3 e δ_4 em sinais virtuais desacoplados τ_{13} , τ_{24} , τ_g e F_t é mostrada na equação 7, enquanto que a inversa, que transforma os sinais virtuais nos pwm, é mostrada na equação 8. K_m é uma constante de proporcionalidade entre F_i e δ_i , d é a meia distância entre dois motores opostos e b é a relação entre empuxo e contra-torque do motor.

$$\begin{bmatrix} \tau_{13}/(k_m d) \\ \tau_{24}/(k_m d) \\ \tau_g/(k_m b) \\ F_T/k_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0.25 & 0.25 \\ 0 & 0.5 & -0.25 & 0.25 \\ -0.5 & 0 & 0.25 & 0.25 \\ 0 & -0.5 & -0.25 & 0.25 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \tau_{13}/(k_m d) \\ \tau_{24}/(k_m d) \\ \tau_g/(k_m b) \\ F_T/k_m \end{bmatrix} \quad (8)$$

Os empuxos individuais F_i mostrados na fig. 1 são criados em resposta à velocidade angular dos propulsores que continuamente empurram o ar para baixo. Se a dinâmica dos motores for negligenciada, a velocidade angular ω_i é diretamente proporcional ao ciclo de trabalho do sinal pwm de entrada, δ_i . Por outro lado, o empuxo gerado F_i é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade angular ω_i . Juntando essas duas informações, pode-se afirmar que o empuxo gerado é diretamente proporcional ao quadrado do ciclo de trabalho do sinal pwm de entrada. Essas relações são mostradas nas equações de 9 a 11:

$$\omega_i \propto \delta_i \quad (9)$$

$$F_i \propto \omega_i^2 \quad (10)$$

$$F_i \propto \delta_i^2 \quad (11)$$

Para a faixa de operação de trabalho, foi verificado que a relação descrita pela equação 11 pode ser aproximada por

uma relação linear [11] dada pela constante k_m , conforme equação 12:

$$F_i = K_m \delta_i \quad (12)$$

III. CONTROLE DE POSIÇÃO E ORIENTAÇÃO POR REFERÊNCIA VARIÁVEL

Neste artigo assume-se que o veículo pode se mover para cima e para baixo, mas seus movimentos horizontais estão restritos de maneira que ele só se mova na direção para onde sua câmera aponta. Isso introduz uma restrição não-holonômica artificial, similar à presente em robôs móveis a rodas. Isso inspirou a adoção para o quadricóptero de uma estratégia de controle de posição e orientação semelhante à usada naqueles tipo de robô [10].

A estratégia de controle por referência variável usa uma transformação de entradas para desacoplar o problema de controlar o sistema em dois problemas menores: controle de orientação e controle de deslocamento linear. As variáveis de entrada X_{medido} , X_{ref} e Y_{medido} e Y_{ref} são transformadas em Δl e $\Delta\Psi$, sendo a primeira o erro de deslocamento linear e a segunda o erro de deslocamento angular. As equações de 9 a 14 mostram essas relações, enquanto que a figura 2 mostra a representação geométrica delas.

$$\Delta x = x_{ref} - x_{medido} \quad (13)$$

$$\Delta y = y_{ref} - y_{medido} \quad (14)$$

$$\Psi_{ref} = \tan^{-1} \frac{\Delta y}{\Delta x} \quad (15)$$

$$\Delta l_{ref} = \sqrt{[(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2]} \quad (16)$$

$$\Delta\Psi = \Psi_{ref} - \Psi \quad (17)$$

$$\Delta l = \Delta l_{ref} \cdot \cos \Delta\Psi \quad (18)$$

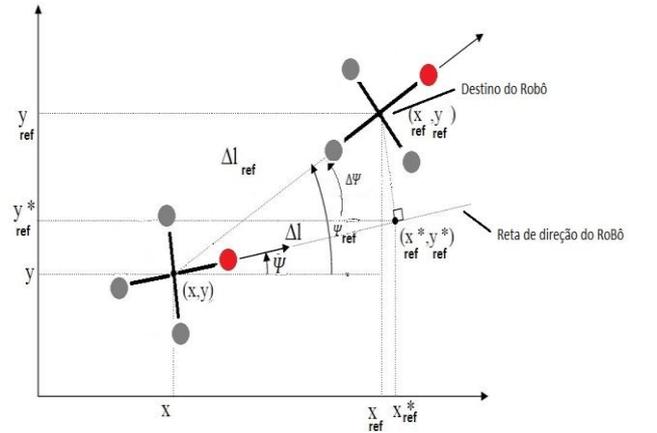


Figure 2. A bola vermelha representa a frente do quadricóptero. Δl_{ref} representa a distância ao destino do robô (X_{ref} , Y_{ref}), enquanto que Δl é a distância à projeção do destino do robô sobre a reta de direção do robô.

Ao se usar os erros linear e angular, Δl e $\Delta\Psi$, respectivamente, para controlar o quadricóptero ao longo da direção Δl e em torno do eixo Z , respectivamente, o desacoplamento é obtido e dois controladores independentes podem ser usados para garantir a convergência ao destino do robô.

As equações 5 e 6, que trabalham com coordenadas em sistema de referência de mundo, $\{M\}$, podem ser escritas na forma matricial, conforme equação 19:

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi \\ \sin\Psi & -\cos\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\Phi & \sin\theta \\ \sin\Phi \end{bmatrix} \frac{F_T}{m} \quad (19)$$

A relação para posição, velocidade ou aceleração em coordenadas de mundo para coordenadas em sistema de referência de robô $\{Q\}$ é dada através das equações 20 a 22:

$$\begin{bmatrix} X_R \\ Y_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi \\ -\sin\Psi & \cos\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_R \\ \dot{Y}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi \\ -\sin\Psi & \cos\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}_R \\ \ddot{Y}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi \\ -\sin\Psi & \cos\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \end{bmatrix} \quad (22)$$

Ao se associar as equações 19 e 22 obtêm-se as equações 23 a 25, que representam a dinâmica de posição em coordenadas de robô:

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}_R \\ \ddot{Y}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Phi & \sin\theta \\ \sin\Phi \end{bmatrix} \frac{F_T}{m} \quad (23)$$

$$\ddot{X}_R = \cos\Phi \sin\theta \frac{F_T}{m} \quad (24)$$

$$\ddot{Y}_R = -\sin\Phi \frac{F_T}{m} \quad (25)$$

A equação 24 representa a dinâmica de aceleração linear do robô com relação ao seu eixo X_R , que é o eixo frontal do quadricóptero, ou seja, essa equação representa a dinâmica de movimento linear que receberá como erro o Δl , erro de deslocamento linear. Foi, então, projetado um controlador para deslocamento ao longo da reta de direção do robô, o eixo X_R , o que busca guiar o robô até a posição mais próxima do alvo sobre aquela reta.

Para controlar a orientação em torno do eixo Z , foi projetado um outro controlador de forma que o veículo vai sempre tentar apontar para o alvo. Ele recebe o erro $\Delta\Psi$ dado pela equação 17.

Além desses dois, um outro controlador é necessário para evitar movimento ou deslocamento lateral, cuja dinâmica é dada pela equação 25. Ele procura manter a velocidade lateral V_{yR} em zero.

Esses controladores podem ser de diferentes tipos, tanto clássicos, como PIDs (Proporcional Integral Derivativo), ou mais complexos. Após sintonia, a ação concorrente desses três controladores guiará o quadricóptero a qualquer posição desejada, pois, pela equação 18, se Ψ for controlado de forma rápida, $\Delta\Psi$ tenderá a 0, logo $\cos(\Delta\Psi)$ tenderá a 1. Dessa forma, Δl_{ref} poderá ser aproximado por Δl e, se Δl for controlado, Δl_{ref} também o será e o robô tenderá ao seu destino, como sugerido pelos resultados de simulação apresentados na próxima seção.

IV. RESULTADOS

A. Descrição do sistema

Foi construído um simulador usando o software matemático Matlab e a ferramenta Simulink para avaliar a estratégia de controle mencionada. Ele está dividido em seis blocos principais como mostra a figura 3. Na parte de cima, da esquerda para direita, estão os blocos chamados "referência", "controle", "conv. V-R", "Quad" e "Saída", respectivamente; Na parte de baixo há o bloco chamado "sensor".

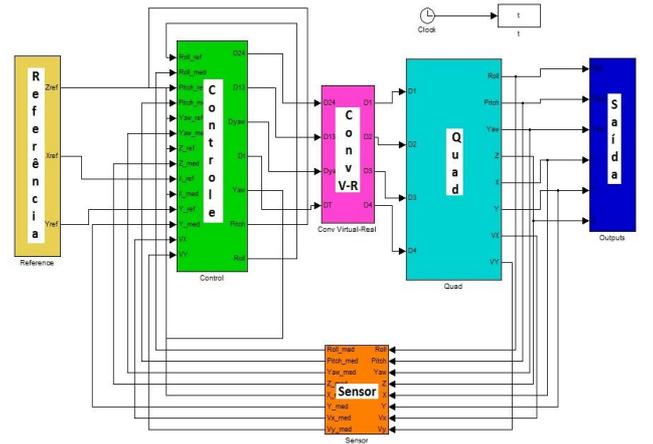


Figure 3. Diagrama de blocos do simulador implementado em Simulink.

O bloco "referência" é responsável por gerar a referência de posição (X_{ref} , Y_{ref} , Z_{ref}). Os controladores de atitude (rolagem, arfagem e guinada), altitude, orientação angular e de deslocamento linear são representados pelo bloco "Controle". Ele recebe as referências vindas do bloco "referência" e dos próprios controladores de posição internos e gera as saídas virtuais τ_{13} , τ_{24} , τ_g e F_t . O bloco "conv V-R" implementa a equação 8, convertendo os sinais virtuais nos sinais δ_1 , δ_2 , δ_3 e δ_4 que realmente são aplicados aos controladores de velocidade dos motores. A dinâmica do quadricóptero, mostrada nas equações de 1 a 6, está contida no bloco "Quad", o qual recebe os sinais pwm e gera como saída os ângulos de atitude de rolagem, arfagem e guinada, Φ , θ e Ψ , respectivamente, e as coordenadas de mundo da posição do quadricóptero X , Y e Z . Todos os valores dessas saídas são mostrados em um terminal pelo bloco "saída". Por último, o bloco "sensor" simula o comportamento dos sensores reais, introduzindo os ruídos de medição, produzindo sinais medidos mais próximos do real.

Os parâmetros utilizados no simulador foram obtidos a partir de um modelo real, um protótipo construído [12] pelo Departamento de Engenharia de Computação e Automação da Universidade Federal do Rio Grande do Norte e são mostrados na tabela 1.

TABLE I. PARÂMETROS USADOS NO SIMULADOR

Parâmetro	Valor
Massa m	5.99 Kg
Momento de inércia J_x	0.096 N.m.s ² /rad
Momento de inércia J_y	0.096 N.m.s ² /rad
Momento de inércia J_z	0.191 N.m.s ² /rad
Constante do motor K_m	37.5 N/m
Constante do motor b	0.032 m
Aceleração da gravidade g	9.8 m/s ²
Meia distância entre motores d	0.32 m
Ruído	Amplitude 0.001, período de amostragem 0.1 s

Os controladores usados para controle de atitude e posição (X, Y e Z) foram os clássicos do tipo Proporcional Integral Derivativo (PID), Proporcional Derivativo (PD) ou Proporcional (P). A tabela 2 mostra o tipo de controlador usado para cada variável a ser controlada, bem como seus ganhos. A saída dos controladores de atitude de rolagem e arfagem foi saturada, limitada, respectivamente em mais ou menos seis graus e mais ou menos três graus. Essa limitação foi imposta de forma a tornar o movimento do robô mais suave, o qual não precisa de muita velocidade ao realizar tarefas de supervisão em vôo pairado.

TABLE II. PARÂMETROS E TIPOS DE CONTROLADOR

Variável a ser controlada	Tipo de controlador	Ganhos
Ângulo de Rolagem Φ	PID	$K_c=45; K_i=5; K_d=6$
Ângulo de Arfagem θ	PID	$K_c=45; K_i=5; K_d=6$
Ângulo de Guinada Ψ	PD	$K_c=8; K_d=2$
Altitude Z	PID	$K_c=3500; K_i=200; K_d=9000$
Deslocamento Linear	PD	$K_c=1; K_d=1$
Deslocamento Lateral	P	$K_c=1$

B. Experimentos

Para validar a estratégia de controle foram criados quatro cenários distintos. Em todos eles, as condições iniciais são: tempo $t=0$ s, coordenadas de posição p_0 ($X=0, Y=0, Z=0$) m e ângulos de atitude iguais a zero graus. Foram adicionados às saídas medidas ruídos de medição, representados como ruídos brancos com banda limitada conforme tabela 1.

No primeiro experimento, ocorre apenas a decolagem, ou seja, após $t=0$ s, a referência de posição muda para p_{ref1} ($X=0, Y=0, Z=1$) m, o que indica que o quadricóptero recebeu comando de decolar até a altitude de 1 m. Os resultados da altitude em função do tempo são dados pelos gráficos contidos nas figuras 4, sem presença de ruído de medição, e na 5, com presença de ruído de medição.

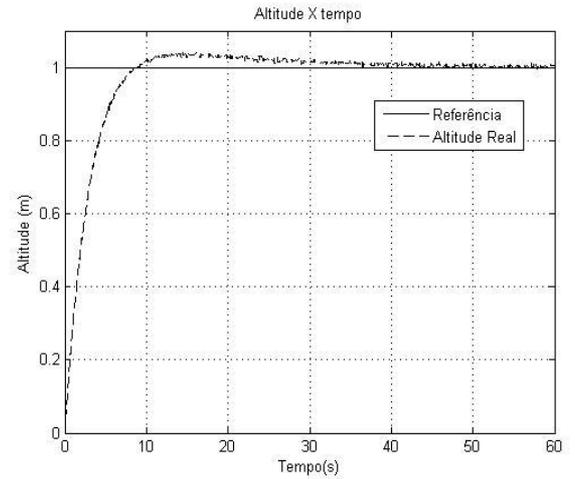


Figure 4. Gráfico de Altitude versus tempo em decolagem vertical

No segundo cenário, após $t=0$ s, a referência de posição muda para p_{ref1} ($X=0, Y=0, Z=1$) m, o que indica que o quadricóptero recebeu comando de decolar até a altitude de 1 m. Após o tempo $t=20$ s, a referência muda para p_{ref2} ($X=0, Y=1, Z=1$) m. Nesse cenário, os ângulos de atitude de rolagem e arfagem, Φ e θ , respectivamente, estão travados em zero graus, de maneira que os únicos movimentos permitidos ao veículo são os de guinada e de variação de altitude. Essa situação foi usada para validar o controle de orientação apenas. O resultado é mostrado na figura 5. Pode-se observar que a orientação desejada quando $X=0$ e $Y=1$ é de 90° e que ela foi seguida.

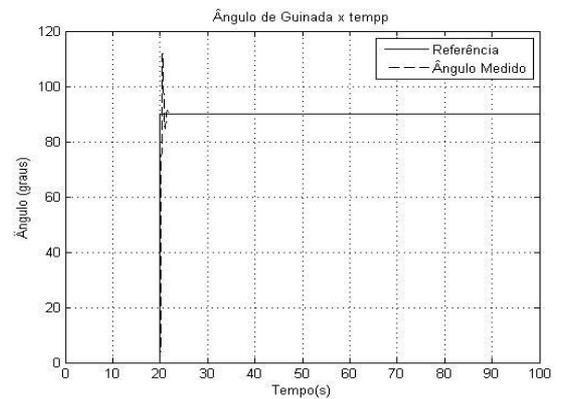


Figure 5. Gráfico de ângulo de guinada versus tempo.

No terceiro cenário, após $t=0$ s, a referência de posição muda para p_{ref1} ($X=0, Y=0, Z=1$) m, o que indica que o quadricóptero recebeu comando de decolar até a altitude de 1 m. Após o tempo $t=20$ s, a referência muda para p_{ref3} ($X=1, Y=0, Z=1$) m. Nesse cenário, os ângulos de atitude de rolagem e guinada, Φ e Ψ , respectivamente, estão travados em zero graus, de maneira que os únicos movimentos permitidos ao veículo são os de variação de altitude e de deslocamento linear. Essa situação foi usada para validar o controle de deslocamento linear apenas. O resultado é mostrado nas figuras 6 e 7.

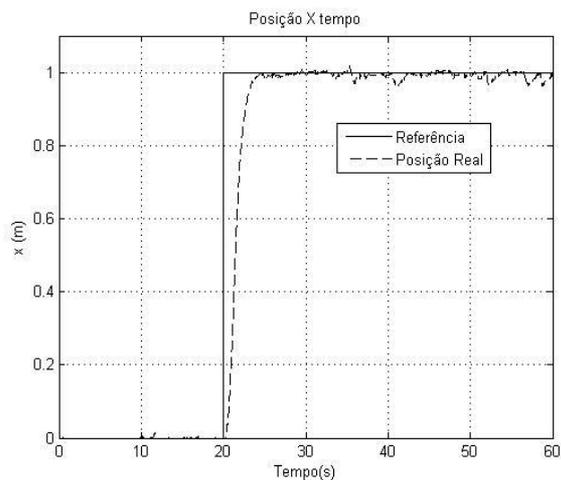


Figure 6. Gráfico de coordenada X em função do tempo, mostrando deslocamento em linha reta

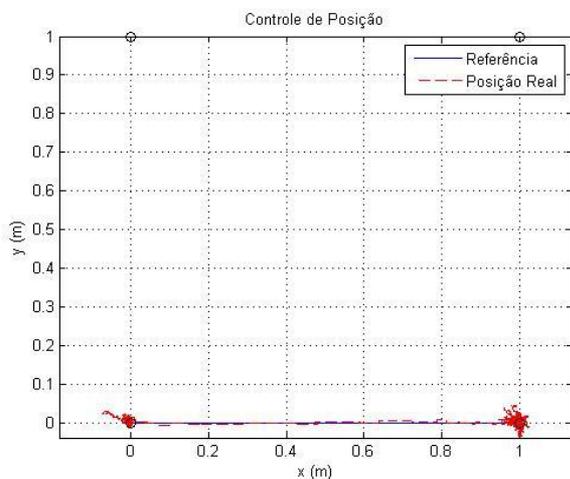


Figure 7. Gráfico de posição horizontal (X,Y) do quadricóptero em trajetória linear.

No último cenário, após $t = 0$ s, a referência de posição muda para p_{ref1} ($X = 0$, $Y = 0$, $Z = 1$) m, o que indica que o quadricóptero recebeu comando de decolar até a altitude de 1 m. Após o tempo $t = 20$ s diversos pontos de referência foram gerados para se validar o sistema de controle completo, com controles de deslocamento linear, orientação e deslocamento lateral ligados. A trajetória desejada foi no formato retangular. Os resultados são mostrados na figura 8.

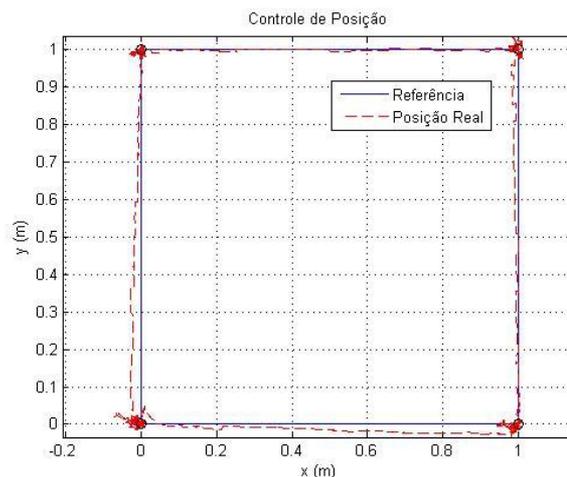


Figure 8. Gráfico de posição horizontal (X,Y) do quadricóptero em trajetória retangular.

Pode-se observar que mesmo em presença de ruído o sistema seguiu as referências determinadas.

V. CONCLUSÃO

Foi possível observar dos resultados de simulação que a estratégia de controle proposta, já usada em robôs móveis a rodas, funcionou também de forma satisfatória em robôs aéreos do tipo quadricóptero. Individualmente, cada controlador teve um bom resultado, ou seja, as referências foram atingidas em pouco tempo e com baixo sobressinal. Em conjunto eles mostraram também que o comportamento do sistema seguiu-se como esperado, mesmo em presença de ruído dos sensores.

REFERÊNCIAS

- [1] T. L. Luna, A. S. Sanca, P. J. Alsina, A. D. Medeiros, J. P. F. Guimarães, "Posicionamento de um veículo aéreo não tripulado para detecção de corrosões", *Petro & Química*, pp. 34 -38, Novembro de 2011.
- [2] C. Diao, B. Xian, Q. Yin, W. Zeng, H. Li, and Y. Yang, "A nonlinear adaptive control approach for quadrotor UAVs," in 2011 8th Asian Control Conference (ASCC), may 2011, pp. 223 –228.
- [3] J. Colorado, A. Barrientos, A. Martinez, B. Lafaverge, and J. Valente, "Mini-quadrotor attitude control based on hybrid backstepping and frenet-serret theory," in 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), may 2010, pp. 1617–1622.
- [4] C. Coza and C. Macnab, "A new robust adaptive-fuzzy control method applied to quadrotor helicopter stabilization," in NAFIPS 2006. Annual meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society, june 2006, pp. 454–458.
- [5] T. Madani and A. Benallegue, "Sliding mode observer and backstepping control for a quadrotor unmanned aerial vehicles," in ACC '07 American Control Conference, july 2007, pp. 5887–5892.
- [6] M. Y. Amir, V. Abbass, "Modeling of quadrotor helicopter dynamics", em *International Conference on Smart Manufacturing Application KINTEX*, Gyeonggi-do, Korea, 2008, pp. 100-105.
- [7] S. H. Lee, S. H. Kang, Y. Kim, "Trajectory tracking control of a quadrotor uav", in *11 th International Conference on Control, Automation and Systems, KINTEX*, Gyeonggi-do, Korea, 2011, pp. 281-285.
- [8] J. Wu, H. Peng, Q. Chen, "Rbf-arx model-based modeling and control of a quadrotor", em *IEE International Conference on Control Applications*, Yokohama, Japan, 2010, pp. 1731-1736.

- [9] B. Ahmed, H. R. Pota, M. Garratt, "Flight control of a rotary wing uav using backstepping", em *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2010, pp. 639 -658.
- [10] F. C. Vieira, "Controle Dinâmico de Robôs Móveis com Acionamento Diferencial", Dissertação de Mestrado , Dep. de Computação e Automação, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, Brasil, 2005.
- [11] J. P. F. Guimarães, "Controle de Atitude e Altitude Para Um Veículo Aéreo Não Tripulado Do Tipo Quadrotor", Dissertação de Mestrado , Dep. de Computação e Automação, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, Brasil, 2012.
- [12] J. P. F. Guimarães, T. L. Luna, A. S. Sanca, A. N. Schildt, M. S. de-Deus, P. J. Alsina, A. T. Silva, A. A. D. Medeiros, "Fully Autonomous Quadrotor: A Testbed Platform for Aerial Robotics ", em *Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium, LARS*, 2012.