

RBFNN을 가진 적응형 슬라이딩 모드를 이용한 쿼드로터 무인항공기의 제어

탁한호

경상국립대학교 융합전자공학부

Control of Quadrotor UAV Using Adaptive Sliding Mode with RBFNN

Han-Ho Tack

Dept. of Convergence Electronic Engineering, Gyeongsang National University

요약 본 논문은 쿼드로터 무인기의 위치 및 자세 추적 제어 성능을 향상시키기 위해 RBFNN 방식을 이용한 적응형 슬라이딩 모드 제어를 제안한다. RBFNN은 UAV 동적 모델에서 비선형 함수의 근사화에 활용되며, RBFNN의 가중치는 슬라이딩 표면에 부딪혀 미끄러지는 상태를 보장하기 위해 Lyapunov 안정성 분석의 적응 법칙에 따라 온라인으로 조정된다. 네트워크 근사 오류를 보상하고 기존 채터링 문제를 제거하기 위해 슬라이딩 모드 제어 항은 적응 법칙에 의해 조정되어 시스템의 강력한 성능을 향상시킨다. 제안된 제어 방법의 시뮬레이션 결과는 비선형 쿼드로터 무인 항공기에 적용된 제안된 제어기의 효율성을 확인하였다. 그 결과, 제안된 제어 시스템이 만족스러운 제어 성능과 견고성을 달성함을 알 수 있었다.

• 주제어 : 쿼드로터 무인기, 적응형 슬라이딩 모드, 근사오류, 채터링 문제, 견고성

Abstract This paper proposes an adaptive sliding mode control with radial basis function neural network(RBFNN) scheme to enhance the performance of position and attitude tracking control of quadrotor UAV. The RBFNN is utilized on the approximation of nonlinear function in the UAV dynamic model and the weights of the RBFNN are adjusted online according to adaptive law from the Lyapunov stability analysis to ensure the state hitting the sliding surface and sliding along it. In order to compensate the network approximation error and eliminate the existing chattering problems, the sliding mode control term is adjusted by adaptive laws, which can enhance the robust performance of the system. The simulation results of the proposed control method confirm the effectiveness of the proposed controller which applied for a nonlinear quadrotor UAV is presented. From the results, it's shown that the developed control system is achieved satisfactory control performance and robustness.

• Key Words : Quadrotor UAV, Adaptive sliding mode, Approximation error, Chattering problems, Robustness.

Received 16 November 2022, Revised 7 December 2022, Accepted 10 December 2022

* Corresponding Author Han-Ho Tack, Dept. of Convergence Electronic Engineering, Gyeongsang National University, 33, Dongjin-ro, Jinju-si, Gyeongsangnam-do, Korea. E-mail: fntack@gnu.ac.kr

I. 서론

최근에 쿼드콥터 무인비행체(UAV : unmanned aerial vehicle)는 높은 기동성과 간단한 기계적인 구조로 인하여 민간 및 군용 애플리케이션 모두에 매력적인 영역이며, UAV의 광범위한 적용으로 인해 제어 영역에 동기를 부여한 흥미로운 분야가 되었다. 이러한 UAV 용 제어기의 설계에는 몇 가지 중요한 고려 사항으로 높은 비선형 및 시변 동작, 불확실성 및 외란을 고려해야 한다. 따라서 쿼드콥터 UAV에서 정확한 추적과 고성능을 달성하기 위해서는 강력한 적응 제어 전략이 필요하다.

지난 몇 년 동안 쿼드콥터 UAV 시스템을 제어하기 위한 많은 연구가 이루어졌으며, 쿼드콥터 UAV의 자세 제어 시스템에는 고전적 접근법(PID)과 현대적 기법(LQ)이 적용되었다[1]. 과소 작동된 궤적 추적 문제는 백스테핑 및 슬라이딩 모드 제어 접근방식을 사용하여 처리되었으며[2-3], 적응형 슬라이딩 모드 추적 시스템은 강력하므로 적응형 제어 이론을 결합하여 설계되었다[4-5]. 기본적으로 SMC(Sliding Mode Control)는 일종의 비선형 제어 시스템으로 불확실성 및 외부 교란을 모델링하기 위해 매우 견고하고 정확한 것으로 입증되었다[6]. 또한 신경 회로망 시스템은 수학적 모델에 대한 정확한 지식이 없어도 근사 능력, 입력과 출력 간의 효율적인 비선형 매핑을 포함한 보편적인 기능으로 인해 비선형 제어에 대한 경쟁력 있는 방법으로 탁월한 가능성을 보여주었다[7-8].

본 논문에서는 쿼드콥터 UAV의 알려지지 않은 역학과 불확실성을 보상하기 위해 강력한 근사화 기술을 이용할 것을 제안하고, RBFNN이 적용된 적응형 슬라이딩 모드제어 시스템을 설계하여 쿼드콥터 UAV의 안정화 및 위치 궤적 추적을 위해 사용하였으며, 시뮬레이션 결과 만족하는 결과를 보여주었다.

II. 쿼드콥터 UAV의 동적 모델

본 절에서는 쿼드콥터 UAV의 동적 모델을 소개하며, Fig. 1은 오일러 각과 직교 좌표계가 표시된 쿼드콥터 시스템을 나타낸다. 운동 방정식은 식 (1)과 같으며, 다음과 같은 가정을 한다.

- 쿼드콥터 구조는 견고하고 대칭적이다.
- 질량 중심.
- 프로펠러는 단단하다.

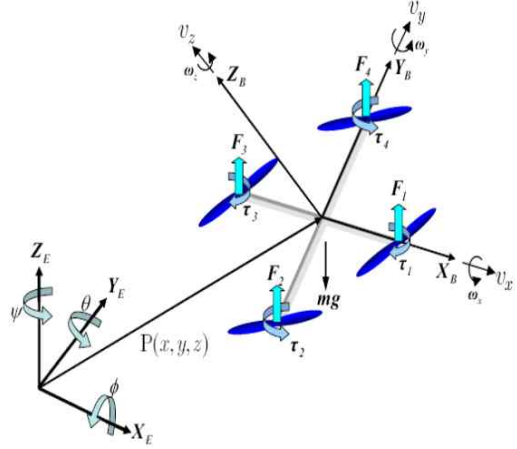


Fig. 1. The model of quadrotor UAV.

절대 위치는 세 좌표 (x, y, z) 와 오일러 각 (ϕ, θ, ψ) 에 의한 고도,

$$\text{롤 각 } \phi (-\pi/2 < \phi < \pi/2),$$

$$\text{피치각 } \theta (-\pi/2 < \theta < \pi/2),$$

$$\text{벗어난 각(yaw) } \psi (-\pi/2 < \psi < \pi/2)$$

으로 묘사된다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{1}{m} (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) u_1 - \frac{D_1 \dot{x}}{m} \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m} (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) u_1 - \frac{D_2 \dot{y}}{m} \\ \ddot{z} &= \frac{1}{m} (\cos\phi \cos\theta) u_1 - g - \frac{D_3 \dot{z}}{m} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{l}{I_x} u_2 - \frac{D_4 l}{I_x} \dot{\phi}$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \frac{I_z - I_x}{I_y} - \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r + \frac{l}{I_y} u_3 - \frac{D_5 l}{I_y} \dot{\theta}$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{l}{I_z} u_4 - \frac{D_6 l}{I_z} \dot{\psi}$$

시스템은 4개의 입력 (u_1, u_2, u_3, u_4) 와 6개의 출력 $(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$ 을 가진다. 입력 u_1 은 z축에서 몸체에 대한 총 추력을 나타내며, u_2 와 u_3 는 롤 및 피치 입력

이며, u_4 는 흔들림 제어기이다. 입력 u_i 는 다음 식 (2)와 같이 로터 속도 Ω_i 에 의존한다.

$$\begin{aligned} u_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ u_2 &= b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ u_3 &= b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} u_1 &= b(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \Omega &= \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3 \end{aligned}$$

III. 제어시스템이 설계

3.1 비선형 시스템의 동적 방정식

쿼드콥터 UAV의 위치 및 자세 추적 제어를 설계하는 데 적용되는 RBFNN을 이용한 적응형 슬라이딩 모드 제어 시스템을 소개한다.

앞의 식 (1)과 (2)는 외란을 고려하여 다음 식 (3)과 같이 비선형 동적 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\ddot{X} = f(X) + g(X)u + d \quad (3)$$

여기서 u , X 및 d 는 각각 입력, 상태 및 외부 교란 벡터로 다음의 식 (4), (5), (6)과 같이 표현된다.

$$u = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T \quad (4)$$

$$X = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (5)$$

$$d = [d_1 \ d_2 \ d_3 \ d_4 \ d_5 \ d_6]^T \quad (6)$$

외부 교란이 주어진 것으로 가정하면, 즉 $|d| \leq \beta$, 여기서 β 는 주어진 양의 상수이다. 식 (1)과 (2)에서 비선형 동적 함수 $f(X)$ 와 비선형 제어 함수 행렬 $g(X)$ 은 다음 식 (7)과 (8)로 나타낼 수 있다.

$$f(X) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \\ \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{I_y - I_z}{I_x} + \dot{\theta} \frac{J_r}{I_x} \Omega_r \\ \dot{\phi}\dot{\psi} \frac{I_z - I_x}{I_y} - \dot{\phi} \frac{J_r}{I_y} \Omega_r \\ \dot{\theta}\dot{\phi} \frac{I_x - I_y}{I_z} \end{pmatrix}$$

$$g(X) = \begin{pmatrix} \frac{u_x}{m} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{u_y}{m} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{u_z}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{l}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{l}{I_z} \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$d_i = \left\{ \frac{D_1}{m} \dot{x} \ \frac{D_2}{m} \dot{y} \ \frac{D_3}{m} \dot{z} \ \frac{D_4}{m} \dot{\phi} \ \frac{D_5}{m} \dot{\theta} \ \frac{D_6}{m} \dot{\psi} \right\} \quad (8)$$

여기서

$$\begin{aligned} u_x &= (c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi), \quad u_y = (c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi), \\ u_z &= (c_\phi c_\theta) \text{ 이다.} \end{aligned}$$

3.2 RBF 신경회로망

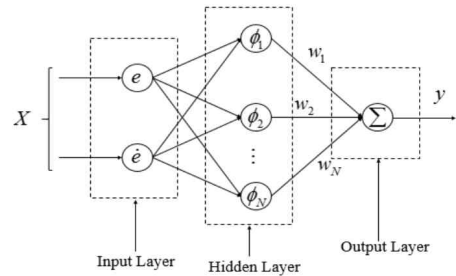


Fig. 2. The structure of the RBF neural network.

RBF 신경회로망은 제어 시스템의 큰 불확실성에 대한 제어 성능을 효과적으로 향상시킬 수 있다. 따라서 RBF 네트워크는 많은 분야에서 널리 제안되어 왔으며, 완전히 연결된 3계층 피드포워드 네트워크로 구조는 Fig. 2와 같다. 그리고 j 번째 은닉 유닛 j 의 응답 특성은 가우스 함수로 가정할 수 있다.

$$\phi_j = \exp\left(-\frac{\|X - m_j\|^2}{2\sigma_j^2}\right) \quad (9)$$

여기서 X 는 RBF 네트워크의 입력변수를 나타내고, m_j 와 σ_j 는 j 번째 단위 수용성 필드의 평균과 표준편차를 나타내며, 놈은 유클리드이다. RBF 네트워크의 출력은 다음 식 (10)과 같이 정의된다.

$$y(X) = \sum_{j=1}^n w_j \phi_j(X) = W_f^T \Phi(X) \quad (10)$$

여기서 $W_f = [w_1, w_2, \dots, w_n]^T$, $\Phi = [\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_n]^T$ 이다. 그리고 함수로 나타내면 다음 식 (11)과 같다.

$$f(x) = W_f^* \Phi(x) + \epsilon^*, \quad \forall x \in \Omega \subset R^n \quad (11)$$

여기서 $|\epsilon^*| \leq \epsilon_m$ 이고, ϵ^* 는 RBF 근사값의 오차이며, W_f^* 는 RBF 근사값 오차 ϵ^* 를 최소화하는 W_f 의 최적값이며, W_f^* 는 다음 식 (12)로 나타낸다.

$$W_f^* = \arg \min_{W_f \in R^{N \times 1}} \left\{ \sup_{x \in \Omega} |f(x) - \hat{W}_f^T \Phi(X)| \right\} \quad (12)$$

W_f^* 는 알 수 없으므로 W_f^* 의 추정치인 \hat{W}_f 로 대체된다.

3.3 적응형 슬라이딩 모드 제어시스템의 설계

적응형 슬라이딩 모드 제어기 설계와 슬라이딩 표면을 설계하는 방법을 제시하며, 슬라이딩 표면은 다음 식 (13)과 같이 정의된다.

$$s_i(t) = k_i e_i(t) + \dot{e}_i(t) \quad (13)$$

여기서 k_i 는 결정해야 하는 $e_i(t)$ 의 이득 상수는 이고, 원하는 값 e_{eq} 와 기준 값 e_{ref} 사이의 차이는 다음 식 (14)와 같이 주어진다.

$$e_i(t) = e_{eq}(t) + e_{ref}(t) \quad (14)$$

등가 입력 u_{eq} 을 얻기 위해 \dot{s} 항은 식 (13)에서 얻을 수 있으므로 다음 식 (15)와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{s}_i &= (k_i \dot{e}_i + \ddot{e}_i) \\ &= (k_i \dot{e}_i - \ddot{e}_{ref} + \ddot{e}_{eq}) \\ &= k_i \dot{e}_i - \ddot{e}_{ref} + (f_i(x) + g_i(x)u_i + d_i) \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 \ddot{e}_{eq} 는 식 (14)로부터 얻을 수 있다. 제어 입력 e_{eq} 는 $e_i(t)$ 와 $\dot{e}_i(t)$ 의 제어 상태변수가 점차 0에 가까워지도록 조건 $\dot{s}_i = 0$ 를 만족하도록 선택될 수 있다. 그리고 등가입력 u_{eq} 는 다음 식 (16)과 같다.

$$u_{eq} = k_i \dot{e}_i - \ddot{e}_{ref} + (f_i(x) + g_i(x)u_i + d_i) \quad (16)$$

슬라이딩 표면에서 시스템 상태를 유지하려면 제어 입력 u_i 를 다음 식 (17)과 같이 설정할 수 있습니다.

$$u_i = u_{eq} \gamma_i \cdot \text{sgn}(s_i) \quad (17)$$

여기서 $\gamma_i > 0$ 는 상수다. 그리고 Lyapunov 함수는 다음 식 (18)과 같이 정의한다.

$$V = \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{2} s_i^2 + \frac{1}{2} \tilde{W}_{fi}^T \Gamma_{fi}^{-1} \tilde{W}_{fi} + \frac{1}{2\eta_{\rho_i}} \tilde{\rho}_i^2 \right) \quad (18)$$

여기서 $\Gamma_i = \text{diag}(\eta_{fi}) > 0$, $\eta_{fi} > 0$, $\eta_{\rho_i} > 0$ 은 설계 상수이며, 시간 도함수는 다음 식(19)와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= s_i \dot{s}_i + \tilde{W}_{fi}^T \Gamma_{fi}^{-1} \dot{\tilde{W}}_{fi} + \frac{1}{\eta_{\rho_i}} \tilde{\rho}_i \dot{\rho}_i \\ &\leq s_i (\ddot{e}_{ref} + (f(x) + g(x)u_i + \tilde{W}_{fi}^T \Phi_{fi} + \tilde{W}_{fi}^T \Phi_{fi} + \hat{\rho}_i \\ &\quad + \tilde{\rho}_i) + k_i \dot{e}_i + \tilde{W}_{fi}^T \Gamma_{fi}^{-1} \dot{\tilde{W}}_{fi} + \frac{1}{\eta_{\rho_i}} \tilde{\rho}_i \dot{\rho}_i) \\ &\leq s_i (\ddot{e}_{ref} + (f(x) + g(x)u_i + \tilde{W}_{fi}^T \Phi_{fi} + \hat{\rho}_i) + k_i \dot{e}_i \\ &\quad + \tilde{W}_{fi}^T \Phi_{fi} s_i - \tilde{W}_{fi}^T \Gamma_{fi}^{-1} \dot{\tilde{W}}_{fi} + \tilde{\rho}_i s_i - \frac{1}{\eta_{\rho_i}} \tilde{\rho}_i \dot{\rho}_i) \\ &= s_i (\ddot{e}_{ref} + f(x) + g(x)u_i + \tilde{W}_{fi}^T \Phi_{fi} + \hat{\rho}_i + k_i \dot{e}_i) \\ &\quad + \tilde{W}_{fi}^T (\Phi_{fi} s_i - \Gamma_{fi}^{-1} \dot{\tilde{W}}_{fi}) + \tilde{\rho}_i (s_i - \frac{1}{\eta_{\rho_i}} \dot{\rho}_i) \end{aligned} \quad (19)$$

제어 입력 및 적응 법칙은 다음 식 (20), (21), (22)로 정의한다.

$$u_{eq} = g_i^{-1}[-\ddot{e}_{ref} - f(x) - \hat{W}_{fi}^T \Phi_{fi} - \hat{\rho}_i - k_i \dot{e}_i - \gamma_i \text{sgn}(s_i)] \quad (20)$$

$$\dot{\hat{W}}_{fi} = \Gamma_{fi} (\Phi_{fi} s_i - \eta'_{fi} \hat{W}_{fi}) \quad (21)$$

$$\dot{\hat{\rho}}_i = \eta_{\rho i} s_i - \eta'_{\rho i} \hat{\rho}_i \quad (22)$$

여기서 $i = 1, 2, \dots, n$ 이고, $\eta'_{fi} > 0$, $\eta'_{\rho i} > 0$ 는 설계 상수이며, $\tilde{\rho}_i$ 는 $\hat{\rho}_i$ 의 추정치로 $\tilde{\rho}_i = \rho_i^* - \hat{\rho}_i$ 이다. ρ_i^* 는 $|\epsilon^*| \leq \rho_i^*$ 의 경계에 있는 근사 오차이다. 반면에 W_{fi}^* 와 ρ_i^* 를 미리 알 수 없기 때문에 W_{fi}^* 의 추정 \hat{W}_{fi} 를 고려한다. 식 (20)-(22)에서 다음 식 (23)을 추론한다.

$$\dot{V}_i \leq -\gamma_i |s_i| \leq 0 \quad (23)$$

폐쇄 루프 시스템은 안정성이 보장되며, 슬라이딩 표면 s_i 는 $t \rightarrow \infty$ 와 같이 점근적으로 0이 되는 경향이 있으며, 오차에 따른 위치와 자세가 $e_i \rightarrow 0$ 으로 수렴된다.

IV. Simulation Results

제안하는 제어 방식은 본 논문에서 사용하는 제어 기법의 유효성과 효율성을 검증하기 위해 시뮬레이션을 통해 적용하였으며, 궤적 추적 문제에 대하여 성능 평가를 위해 슬라이딩 모드 제어 시스템과 비교하였다.

Table 1. Quadrotor model parameters

Variables	Value	Units
m	2	kg
$I_x = I_y$	1.25	Ns^2/rad
I_z	2.2	Ns^2/rad
l	0.2	m
J_r	1	Ns^2/rad
b	2	Ns^2
d	5	Ns^2
g	9.806	Ns^2
D_1, D_2, D_3	0.01	Ns/m
D_4, D_5, D_6	0.012	Ns/m

시뮬레이션은 Matlab/Simulink에서 수행하였으며, 시뮬레이션 테스트를 위한 쿼드콥터 AUV의 초기 위치 및 각도 값은 $[0, 0, 0]m$ 및 $[0, 0, 0]rad$ 이다. Table 1은 쿼드콥터 AUV 모델의 파라미터이며, 제어기의 파라미터는 Table 2에 나타내었고, 시뮬레이션 결과는 Fig. 3-8에 나타내었다.

Table 2. Controller parameters

	Variables/Value
x	$k_{x1} = 10, \gamma_{x1} = 2, \eta_{\rho x} = 0.1,$ $\eta'_{\rho x} = 0.001, \eta_{fx} = 0.1, \eta'_{fx} = 0.001$
y	$k_{y1} = 10, \gamma_{y1} = 2, \eta_{\rho y} = 0.1,$ $\eta'_{\rho y} = 0.001, \eta_{fy} = 0.1, \eta'_{fy} = 0.001$
z	$k_{z1} = 10, \gamma_{z1} = 15, \eta_{\rho z} = 0.1,$ $\eta'_{\rho z} = 0.001, \eta_{fz} = 0.1, \eta'_{fz} = 0.001$
ϕ	$k_{\phi 1} = 10, \gamma_{\phi 1} = 2, \eta_{\rho \phi} = 0.1,$ $\eta'_{\rho \phi} = 0.001, \eta_{f\phi} = 0.1, \eta'_{f\phi} = 0.001$
θ	$k_{\theta 1} = 10, \gamma_{\theta 1} = 2, \eta_{\rho \theta} = 0.1,$ $\eta'_{\rho \theta} = 0.001, \eta_{f\theta} = 0.1, \eta'_{f\theta} = 0.001$
ψ	$k_{\psi 1} = 10, \gamma_{\psi 1} = 2, \eta_{\rho \psi} = 0.1,$ $\eta'_{\rho \psi} = 0.001, \eta_{f\psi} = 0.1, \eta'_{f\psi} = 0.001$

Fig. 3은 롤, 피치, 요의 오차에 대한 결과를 나타내고, Fig. 4는 x, y, z의 오차에 대한 결과를 나타낸다. 여기서 제안된 RBFNN 시스템이 있는 SMC는 기존 SMC 시스템에 비해 채터링 제어 입력이 감소하여 오차도 적으면서 보다 빠르고 강력한 응답을 보여주었다.

Fig. 5는 롤, 피치, 요의 응답 특성을 나타내고, Fig. 6은 x, y, z의 응답 특성을 나타낸 것으로 제안된 RBFNN 시스템을 포함한 SMC의 응답이 SMC 시스템의 응답보다 채터링 문제가 없이 빠르고 강건함을 보여준다. 이는 시스템의 견고성과 효율성을 좋다는 의미이다.

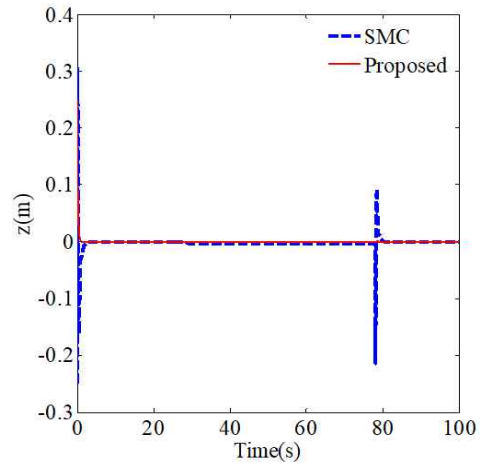
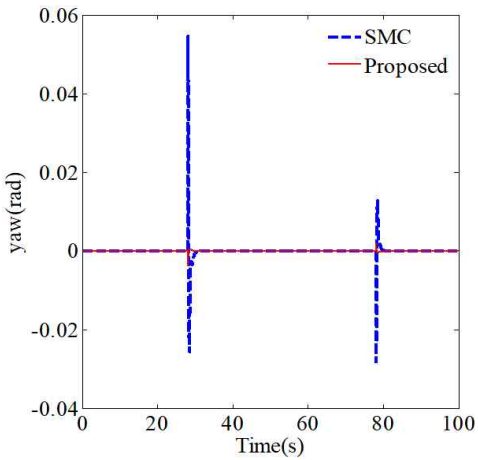
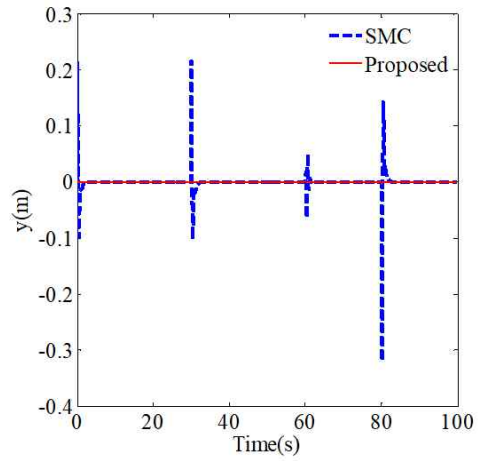
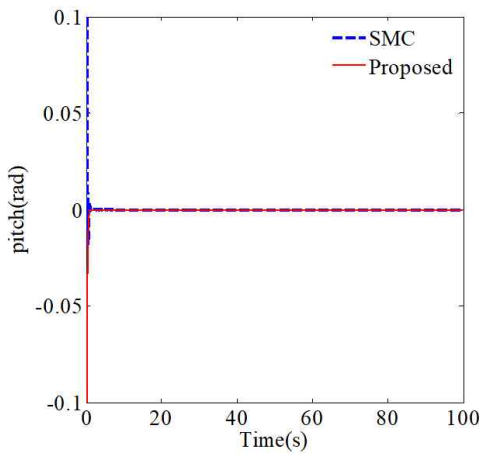
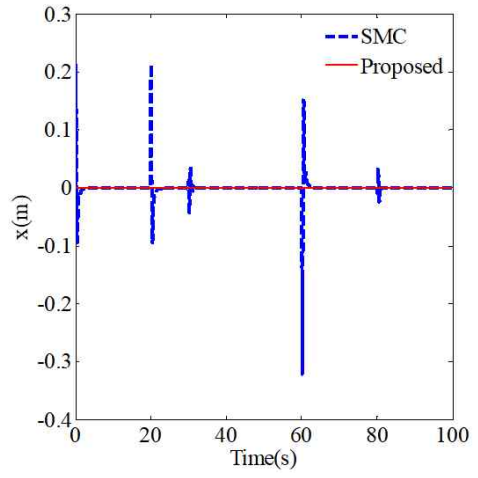
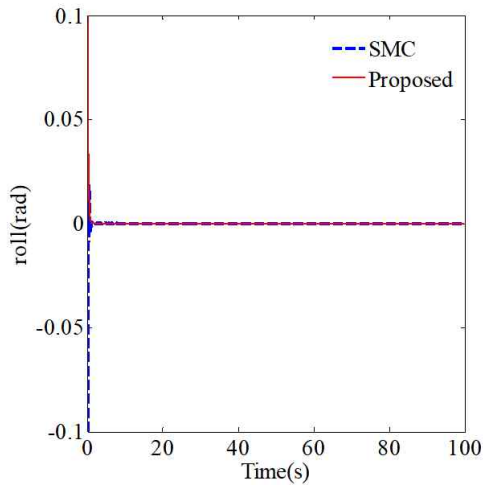


Fig. 3. The result of roll, pitch, yaw error.

Fig. 4. The result of x, y, z error.

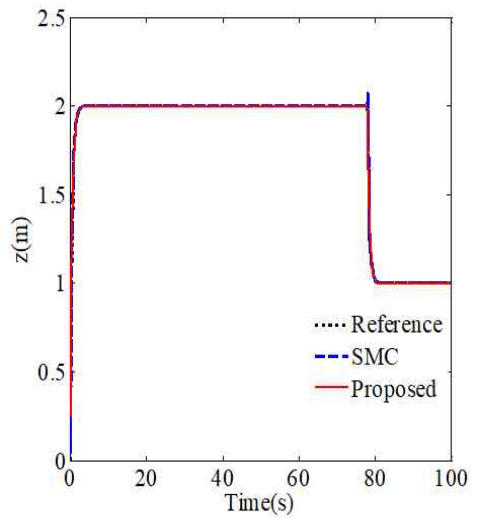
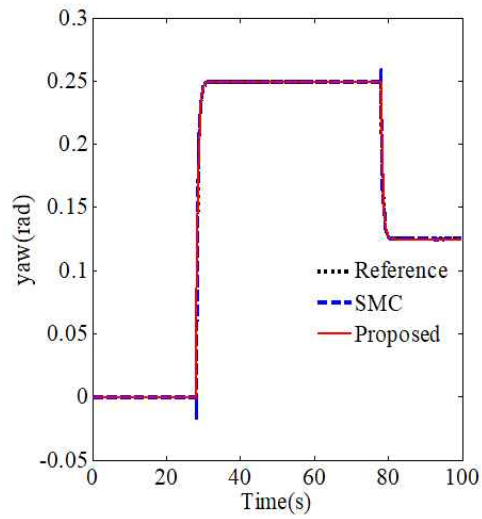
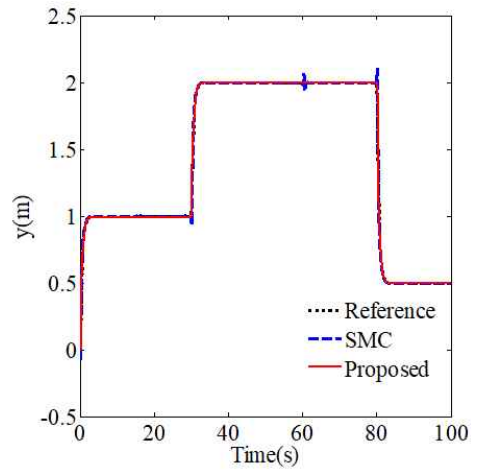
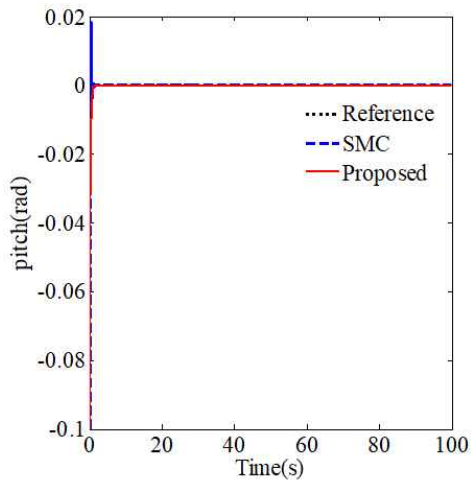
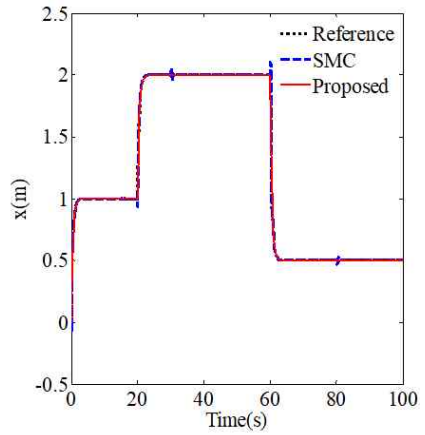
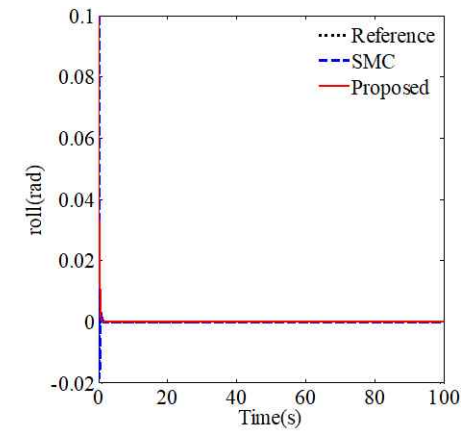


Fig. 5. The result of roll, pitch, yaw.

Fig. 6. The result of x, y, z.

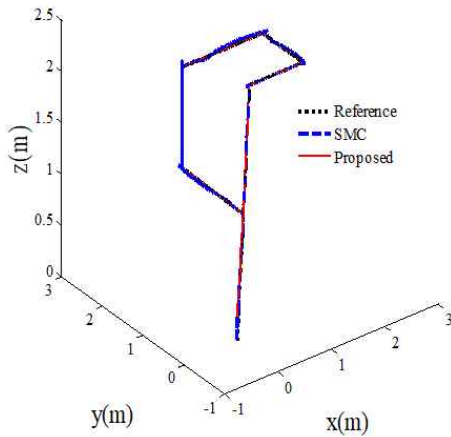


Fig. 7. The position result.

Fig. 7은 3차원의 위치 결과를 나타낸 것으로 제안된 제어기의 성능이 기존의 SMC보다 원하는 궤적의 추적이 안정적이고 빠르게 이루어져 쿼드로터의 진화와 안정화를 보여주었다. 결과적으로 기존의 슬라이딩 모드 제어와 비교하면 제안된 제어 시스템이 더 효율적임을 알 수 있다.

V. Conclusion

본 논문에서는 Newton-Euler 방정식을 이용하여 쿼드로터 모델을 도출하고 모델 파라미터를 규명하기 위한 실험을 수행하였으며, 외부 외란을 보상하도록 설계하였다. 설계된 컨트롤러의 성능을 테스트하기 위해 컨트롤러와 함께 쿼드로터의 동적 모델을 사용하여 Matlab/Simulink에서 시뮬레이션을 실행하였으며, 그 결과 RBFNN과 결합된 적응형 슬라이딩 모드 제어를 사용하여 비선형 쿼드로터 UAV 시스템의 추적 오류를 제한하고 위치 추적 성능을 향상시켰다. 제안된 제어 시스템은 성능이 우수하고 외부 외란이 존재하는 경우에도 강건성이 강하였다.

REFERENCES

[1] Harikrishnan Suresh, Abid Sulicar and Vijay Desai “Hovering control of a quadcopter using linear and nonlinear techniques,” *Int. J. Mechatronics and Automation*, Vol. 6, 2018, pp. 120-129.

[2] N. Jaggi, K. Mukherjee and M. Khanra, “Design and Test of a Controller for the Pluto 1.2 Quadcopter,” *7th Inter. Con. on Advances in Control and Optimization of Dynamical System*, 2022, pp. 752-757.

[3] F. Yacef, O. Bouhali, M. Hamerlain and N. Rizoug, “Observer-based Adaptive Fuzzy Backstepping Tracking Control of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle Powered by Li-ion Battery,” *Journal of Intelligent Robot Syst.*, No. 84, 2016, pp. 179-197.

[4] Ahmed Eltayeb1, Mohd Fua'ad Rahmat1, M. A Mohammed Eltoum2and M. A. M Basri “Robust Adaptive Sliding Mode Control Design for Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle Trajectory Tracking,” *International Journal of Computing and Digital Systems*, 2020, pp. 249-256.

[5] A. Eltayeb, M. F. Rahmat, M. A. M. Basri and M. A M Mansour, “Adaptive Sliding Mode Control Design for the Attitude of the Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV),” *Sustainable and Integrated Engineering International Conference 2019*, pp. 1-7.

[6] Laihong Zhou, Juqian Zhang, Houxin She and Hong Jin, “Quadrotor UAV flight control via a novel saturation integral backstepping controller,” *Journal for Control, Measurement, Electronics, Computing and Communications*, Vol. 60, 2019, pp. 193-206.
<https://doi.org/10.1080/00051144.2019.1610838>

[7] Hadi Razmi and Sima Afshinfar, “Neural network based adaptive sliding mode control design for position and attitude control of a quadrotor UAV” , *Aerospace Science and Technology*, Vol 91, 2019, pp. 12-27.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.04.055>

[8] P. Cheng, B. Yue, G. Xun, Q. j. Gao, C. j. Zhao and Y. T. Tian, “Modeling and Robust Backstepping Sliding Mode Control with Adaptive RBFNN for a Novel Coaxial Eight-rotor UAV,” *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica.*, 2(1), 2015, pp. 59-64.

저자소개

탁 한 호 (Han-Ho Tack)



1987년 2월 : 부경대학교
전자공학과(공학사)
1992년 2월 : 동아대학교
전자공학과(공학석사)
1998년 2월 : 한국해양대학교
전자통신공학과(공학박사)
1992년 3월~2021년 2월 :
경남과학기술대학교
전자공학과 교수
2021년 3월~현재 : 경상국립대학교
융합전자공학부 교수
관심분야 : 지능제어시스템,
로봇제어, 트랜스포메이션