

자율 주행 헬리콥터의 위치 추종 제어를 위한 LQR 제어 및 신경회로망 보상 방식

Position Tracking Control of an Autonomous Helicopter by an LQR with Neural Network Compensation

엄 일 용, 정 슬*, 석 진 영
(Il Yong Om, Seul Jung, and Jin Young Suk)

Abstract : In this paper, position tracking control of an autonomous helicopter is presented. Combining an LQR method and a proportional control forms a simple PD control. Since LQR control gains are set for the velocity control of the helicopter, a position tracking error occurs. To minimize a position tracking error, neural network is introduced. Specially, in the frame of the reference compensation technique for learning neural network compensator, a position tracking error of an autonomous helicopter can be compensated by neural network installed in the remotely located ground station. Considering time delay between an auto-helicopter and the ground station, simulation studies have been conducted. Simulation results show that the LQR with neural network performs better than that of LQR itself.

Keywords : helicopter system, AUV, LQR, neural network compensation

I. 서론

헬리콥터는 활주로 없이도 수직으로 이착륙이 가능하고 공중 정지(hovering)가 가능하여 그 이용도가 매우 높다. 특히 좁은 공간에서의 비행이 가능하므로 산악지역이 많은 우리나라에서는 더욱 그 가치가 높다. 최근에는 무인항공기의 하나로 헬리콥터의 자율 주행에 관한 연구가 많이 수행되고 있다. 헬리콥터의 위치정보는 GPS에 의해 주어지고 이 정보를 사용하여 자세를 제어함으로써 목적지까지 이동하거나 작업을 수행하도록 한다.

하지만 헬리콥터는 회전하는 로터(rotor)에 의해 움직이는 매우 비선형적인 시스템이므로 제어가 매우 어렵다. 특히 고차항으로 표현되는 복잡한 동적 특성을 가지고 있기 때문에 정확한 수학적 모델링이 어렵다[1]. 따라서 비선형 모델을 대략적인 모델로 선형화하여 필요한 부분만을 제어하는 예가 대부분이다. 그 예로, 위치나 속도제어에 많이 사용되고 있는 PID제어는 그 구조는 간단하나 헬기와 같이 미지의 변수나 비선형성이 많은 시스템에서는 PID제어의 설계가 어려운 것이 사실이다[2]. 좀 더 정확한 제어를 위해서 PID이득 값을 조절하였고[3], PID 제어기만을 가지고는 좋은 결과를 얻지 못해서 신경회로망을 사용해서 좀 더 좋은 결과를 얻은 경우도 있다[4]. 또는 헬기의 특성을 제어 입력에 따른 결과 데이터와 그 상관관계를 파악하여 퍼지(fuzzy) 제어기의 룰(rule)을 작성하여 PID제어를 대신하여 제어하였다[5,6]. 퍼지의 장점은 모든 상태 변수를 사용하지 않는다는 장점이 있지만 헬리콥터의 비선형성 때문에 룰(rule) 작성이 힘들고 더 좋은 결과를 꼭 얻는다는 것은 불확실하다.

그래서 이것을 보완하기 위해서 neuro-fuzzy제어기를 사용

한다. 이렇게 neuro-fuzzy제어기는 모든 상태변수를 사용하지 않아도 되고 안정성이 더 좋아지는 것을 확인할 수 있다[7,8].

대부분의 헬리콥터 제어에 있어서 속도제어에 치중하고 있어 위치제어는 상대적으로 매우 드물다. 하지만 헬기는 정지상태(hovering)를 만족하는 비행체이므로 때때로 위치제어가 중요시된다[9]. 특히 헬기를 사용해서 작업을 수행할 경우에 속도제어뿐만 아니라 위치제어가 매우 중요하게 된다 [10,11]. 무인 헬리콥터의 자율주행의 경우에 자체적으로 제어기가 내장되어 있지만 전역적으로 위치오차를 보상해주는 지상사령탑의 역할이 매우 중요하다. 헬리콥터의 자세 오차를 지상 사령탑에서 보정하여 수정하도록 하여야 한다. 그림 1에 대략적인 개략도가 나타나 있다.

본 논문에서는 LQR 제어기와 신경망을 이용하여 헬리콥터의 속도제어, 자세제어, 위치제어를 하였다. 헬리콥터에 자체적으로 LQR 제어기가 탑재되어있다고 가정하고 지상에서 신경회로망 제어기가 헬리콥터의 위치를 보상하므로 좀더

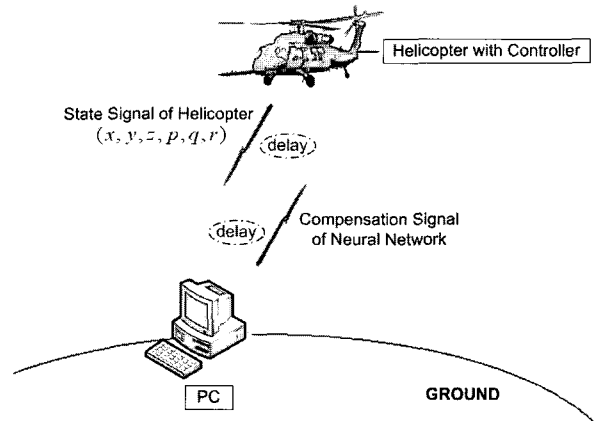


그림 1. 자율 주행 헬리콥터 환경.
Fig. 1. Autonomous helicopter system environment.

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2004. 11. 3., 채택확정 : 2005. 8. 22.
엄일용, 정슬 : 충남대학교 메카트로닉스공학과
(princeom@hanmail.net/jungs@cnu.ac.kr)
석진영 : 충남대학교 항공우주공학과(jsuk@cnu.ac.kr)

나은 위치제어를 수행하게 된다. 본 논문에서는 RCT (Reference Compensation Technique) 방법을 이용하여 오차를 줄이는 방법을 선택했다. 지상 시스템에서 무선 제어보상이 가능하므로 원거리나 제어기를 시스템에 넣을 수 없는 경우에 유용하게 사용될 수 있다.

II. 헬리콥터 동역학

헬리콥터의 모델은 그림 2와 같다.

동역학 식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= vr - wq - g \sin \theta + (X_{mr} + X_{fus})/m \\ \dot{v} &= wp - ur - g \sin \phi \cos \theta + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_r + Y_f)/m \\ \dot{w} &= uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + (Z_{mr} + Z_{ht})/m \\ \dot{p} &= qr(I_{zz} - I_{yy})/I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_r)/I_{xx} \\ \dot{q} &= pr(I_{xx} - I_{zz})/I_{yy} + (M_{mr} + M_{ht})/I_{yy} \\ \dot{r} &= pq(I_{yy} - I_{xx})/I_{zz} + (-Q_e + N_{vf} + N_r)/I_{zz} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 각 변수는 다음과 같다.

- u, v, w : 헬기의 전방, 측면, 수직 방향의 속도
- p, q, r : 헬기의 롤, 피치, 요 각속도
- ϕ, θ, ψ : 오일러 각(roll, pitch and yaw)
- m : 헬기 질량
- I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} : 롤, 피치, 요 축에 관한 관성 모멘트
- X_{fus}, X_{mr} : 전방 방향의 동체 항력(fuselage drag)과 주 로터에 의해 생성된 힘
- Y_{fus}, Y_{mr} : 측면 방향의 동체 항력(fuselage drag)과 주 로터에 의해 생성된 힘
- Z_{fus}, Z_{mr} : 수직 방향의 동체 항력(fuselage drag)과 주 로터에 의해 생성된 힘
- Y_r, Y_f : 꼬리 날개에서 생성된 힘과 Y축 방향(lateral direction)의 헬리콥터 꼬리(vertical fin)에서 생성된 힘
- Z_{ht} : 수직방향의 수평 미익(horizontal tail) 힘
- L_{mr}, L_r : 주로터와 꼬리 로터로부터 생성된 롤 모멘트
- L_{vr} : 수직꼬리 날개로부터의 롤 모멘트
- M_{mr}, M_r : 주 로터와 꼬리 로터에 의해 생성된 피치 모멘트
- M_{ht} : 수평꼬리 날개로부터의 피치 모멘트
- N_r, N_{vf} : 꼬리날개와 수직 날개로부터의 요 모멘트
- Q_e : 엔진토크

제어 대상 헬리콥터는 Sikorsky S-61로 3인 승이며 그림 2와 같이 힘과 모멘트가 작용한다. 이 헬리콥터의 제원은 표 1과 같다.

Sikorsky S-61의 제어변수와 상태변수를 정의하면 다음과 같다[12]. 여기서 수직 방향의 움직임은 생략되었다.

$$u_{\delta} = [\delta_a \ \delta_b]^T \quad (3)$$

$$x = [\theta_f \ \phi_f \ q_f \ p_f \ u \ v]^T \quad (4)$$

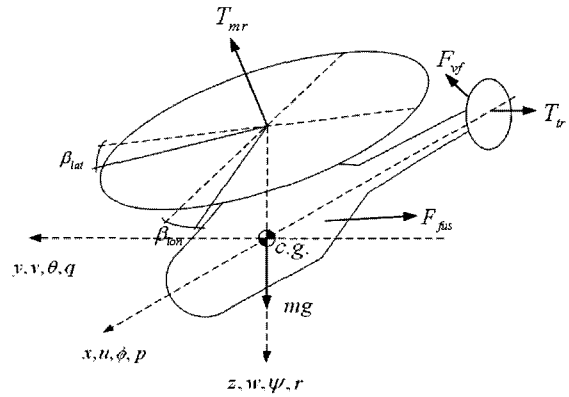


그림 2. 헬리콥터의 힘과 모멘트.
Fig. 2. Force and moment of helicopter.

표 1. Sikorsky S-61의 제원.
Table 1. Parameters of sikorsky S-61.

Main rotor diameter	62 ft
Fuselage Length	73 ft. 0 in
Height	18 ft. 1 in
Weight	22,050 lbs. loaded
Engines	Two General Electric T58-GE-5 turbo shaft engines of 1,500 hp. each
Crew	Three
Maximum Speed	177 mph.
Cruising Speed	154 mph.
Range	779 miles

여기서, δ_a 와 δ_b 는 전방과 측면 cyclic의 pitch angle을 나타내고, θ_f 은 동체의 피치 자세, ϕ_f 은 동체의 롤 각, q_f 은 동체의 pitch rate, p_f 은 동체의 roll rate, u, v 는 선행과 측면 속도를 나타낸다. 정지 상태에서 바람의 영향을 무시하고 로터의 기울기는 동시에 움직인다고 가정한다. 이 변수들에 따른 상태방정식은 다음과 같다.

$$\dot{x} = Ax + Bu_{\delta} \quad (5)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.042 & 0.32 & 0.003 & 0.001 \\ 0 & 0 & -1.23 & -1.6 & 0.004 & -0.012 \\ -32.2 & 0 & 4.7 & -1.0 & -0.02 & -0.005 \\ 0 & 32.2 & -1.0 & -4.7 & 0.005 & -0.02 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -0.3 & 6.3 \\ -23 & -1.1 \\ 1.0 & -32.2 \\ -32.2 & 1.0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

III. LQR 제어 방식

LQ 제어는 아래와 같은 식으로 표현되는 일반적인 시스템에 대하여 주어진 비용함수(cost function)를 최소화하여 최적 제어 입력 u_{δ} 를 결정하는 제어 방식이다[12,13].

$$\dot{x} = Ax + Bu\delta, \tag{8}$$

$$y = Cx \tag{9}$$

최적제어의 최종 목표는 상태방정식과 가격함수 J 를 최소화하는 최적제어와 최적상태를 시간영역에서 구하는 것이다.

여기서 비용함수 J 를 다음과 같이 정의한다.

$$J = \int_{t_0}^f x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t) dt \tag{10}$$

상태방정식과 비용함수 J 를 통해서 피드백 제어법칙 $u\delta(t)$ 를 다음과 같이 정의 할 수 있다.

$$u\delta(t) = -R^{-1}B^T Px(t) \tag{11}$$

여기서 P 는 양의 한정 행렬이고 아래의 Riccati 방정식을 풀어주면 된다[2].

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \tag{12}$$

LQR 방식에서는 행렬 Q 와 R 을 설계해 주어야 한다.

IV. 신경회로망 제어 방식

RCT(Reference Compensation Technique)는 신경회로망의 on-line 학습 알고리즘 중 하나로 알려져 있다[10,11]. RCT의 장점 중 하나는 신경망이 그림 3에서 보는 것과 같이 내부 제어기의 출력을 변화시키지 않고서도 제어가 가능하다는 것이다. 이전의 RCT 제어 방식을 로봇에 적용했을 경우에 잘 작동한 것을 볼 수 있었다[14]. 또한 내부 제어기의 출력을 변경을 시키지 않아도 되기 때문에 신경회로망을 독립적으로 운영하면서 무선(wireless) 보상이 가능하다는 것이다.

RCT는 기준 입력을 변화시켜서 LQR의 출력을 조절하여 위치 추종 오차를 줄인다.

오차는 다음과 같이 정의된다.

$$e = z_D - z + z_N \tag{13}$$

$z_D = [x_{Dp} \ y_{Dp}]$ 는 헬리콥터 위치의 desired 값, $z = [x_{Rp} \ y_{Rp}]$ 는 global sensor에서 지상국의 컴퓨터에 보내주는 헬리콥터의 위치 값, $z_N = [x_{CP} \ y_{CP}]$ 는 지상 시스템에서 헬리콥터의 상태 값을 가지고 학습한 신경망의 위치 보상 신호이다. 제어 입력은 다음과 같이 된다.

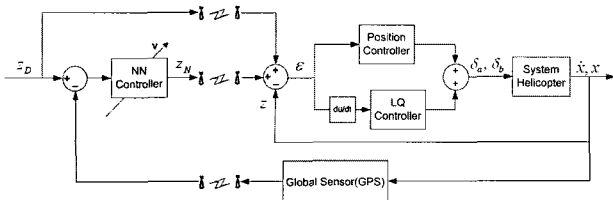


그림 3. LQR 제어 시스템의 RCT.
Fig. 3. RCT scheme for an LQR controlled system.

$$u = k_D(z_D - \dot{z}) + k_P(z_D - z + z_N) \tag{14}$$

이 식에서 자세 정보 z 가 GPS로부터 주어진다고 가정하고 학습신호를 다음과 같이 정의한다.

$$v = k_D(z_D - \dot{z}) + k_P(z_D - z) \tag{15}$$

목적함수는 다음과 같이 설정한다.

$$E = \frac{1}{2} v^T v \tag{16}$$

가중치 w 로 편미분하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial E}{\partial w} = \frac{\partial E}{\partial v} \frac{\partial v}{\partial w} = v \frac{\partial v}{\partial w} \tag{17}$$

(14)와 (15)로부터

$$u - v = k_P z_N \tag{18}$$

따라서,

$$\frac{\partial E}{\partial w} = v \frac{\partial v}{\partial w} = -k_P v \frac{\partial z_N}{\partial w} \tag{19}$$

(19)는 역전파 알고리즘에 사용된다.

V. 시뮬레이션 결과

1. 실험환경

가상적인 실험 환경은 그림 1과 같다. 헬리콥터에는 LQR 속도 제어기와 위치 P제어기를 탑재하고 상태 변수들은 센서를 통해서 측정 후 무선으로 지상국에 있는 PC에 전달한다.

이 과정에서 신호 전달을 위한 신호 지연이 발생한다. 지상국에서는 헬리콥터에서 받은 변수들을 가지고 신경망을 통하여 학습을 한 후 신경망의 보상 데이터를 헬기에 있는 제어기에 전달한다. 여기에서도 신호 지연은 발생한다. 단, 신호전달 과정에서 왜곡은 없다고 가정한다. 샘플링 시간은 10ms로 하였다.

2. 호버링 제어

본 실험에서는 일정한 속도를 유지하는 호버링 상태를 제어하고자 한다. 헬기가 초기 위치에서 직선방향으로 10m/s의 속도로 직진하여 10m 움직인 후에 호버링 상태가 되는 시뮬레이션이다.

2.1 LQR control scheme

LQR 구조에서는 제어기가 직접 헬기에 탑재되기 때문에 신호의 지연은 발생하지 않는다고 가정한다. LQR 제어기에서는 Q 와 R 의 gain 설정에 의해서 속도 제어이득 K_D 행렬이 정해진다. 위치제어 이득 K_P 는 0.001로 각각 x 축과 y 축에 만 사용하였다. 이 값은 모델 특성을 고려하여 시행착오 과정을 거쳐 설정하였다. 그림 4에 속도 추종 결과가 나타나 있고 그림 5에는 호버링 상태의 결과가 나타나 있다.

$$Q = \text{diag}[1.0 \ 1.0 \ 0 \ 0 \ 0.0004 \ 0.0004]$$

$$R = \text{diag}[1.0 \ 1.0]$$

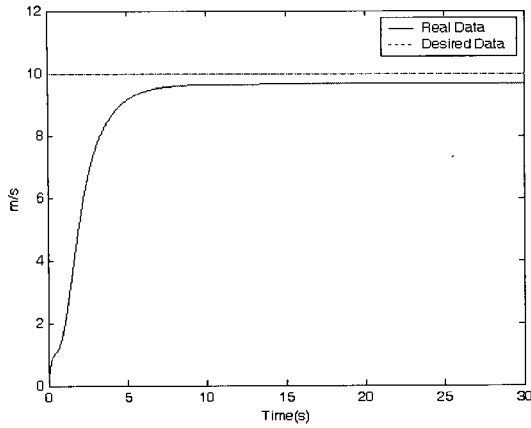


그림 4. 선행 속도제어.
Fig. 4. Longitudinal velocity control.

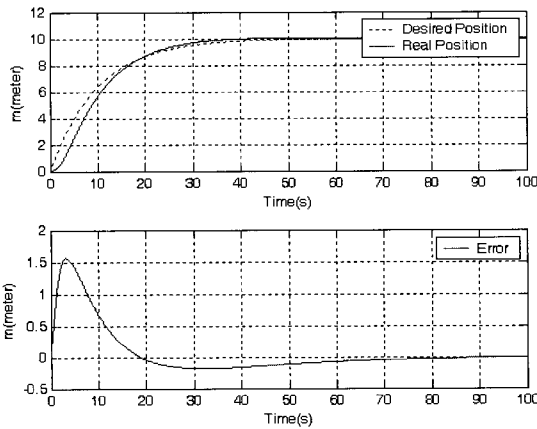


그림 5. X축 위치 제어.
Fig. 5. Position control of x axis.

$$K_D = \begin{bmatrix} -0.2107 & -1.2131 & -0.0104 & -0.2307 & 0.0029 & -0.0191 \\ 1.3814 & -0.2020 & 0.5442 & -0.0071 & -0.0191 & -0.0029 \end{bmatrix}$$

그림 4에 나와 있는 결과는 오버슈트가 없고 오차가 큰 것을 확인 할 수 있다. 그림 4와 같이 오실레이션이 적고 부드러운 변화를 보여주는 제어기는 초기에 오차가 발생하지만 위치 제어를 하는데 있어서 안정적인 결과를 가져온다.

3. 원경로 추종

다음은 헬기가 원 궤적을 추종하는 경우를 실험하여 보았다.

3.1 시간 지연이 없는 경우

3.1.1 LQR

원의 경로의 지름은 200m 이며 한 바퀴를 도는데 100초의 시간이 소요된다.

그림 6과 7은 LQR제어기를 사용해서 원 경로를 추종하는 것을 나타낸다. 헬리콥터의 초기 위치가 원점에 있어서 처음에는 오차가 많이 나지만 시간이 흐름에 따라서 ±11m 오차를 가지고 원을 따라가는 것을 볼 수 있었다.

3.1.2 신경망을 사용했을 경우

다음은 같은 원경로 궤적에 신경망을 사용하는 경우이다.

통신간의 시간 지연이 없을 때는 샘플링 시간 안에 신경망이 오차의 보정 신호를 더해주기 때문에 단순히 LQR 제어

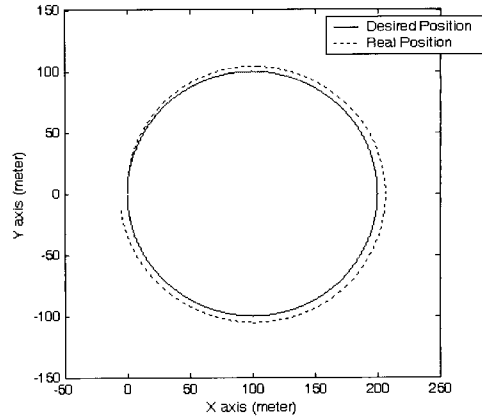


그림 6. LQR에 의한 원 경로 추종.
Fig. 6. Circular trajectory tracking by LQR.

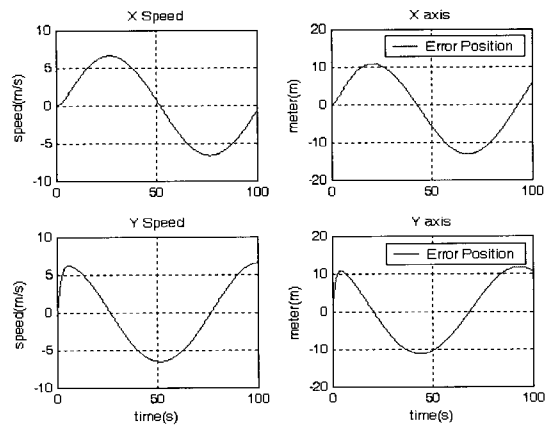


그림 7. 속도와 오차.
Fig. 7. Velocity and position errors.

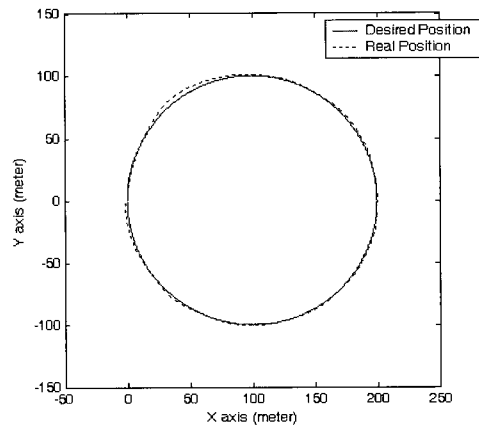


그림 8. 통신상에 시간 지연이 없을 경우.
Fig. 8. Position tracking under no time delay.

기를 사용할 때 보다 더 좋은 결과를 얻을 수 있다. 그림 8에서 보면 그림 6과 비교해 볼 때 위치 오차가 많이 줄어든 것을 알 수 있다.

3.2 시간지연이 있을 경우

3.2.1 1초 시간 지연

지상 시스템의 신경망에서 헬리콥터의 신호를 받을 때 시

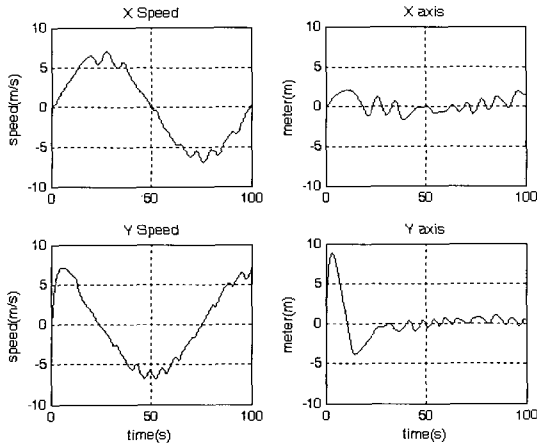


그림 9. 속도와 오차.
Fig. 9. Velocity and position errors.

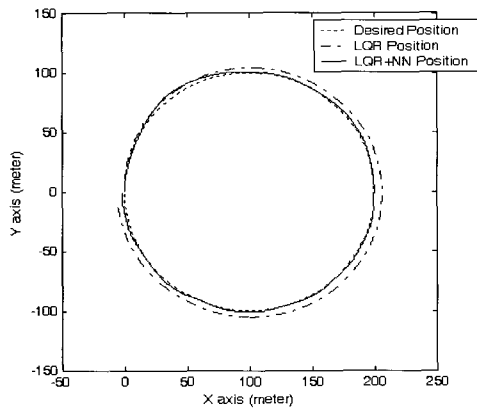


그림 10. LQR과 LQR+NN의 비교.
Fig. 10. Comparison between LQR and LQR+NN.

간 지연이 일어나고 신경망에서 보상 신호가 LQR 제어기에 전달될 때도 시간 지연이 발생한다고 가정하며 이때의 지연 시간을 1초로 하였다.

실험과 같이 만약 통신 상에서 시간적인 지연이 발생한다면 시간 지연이 없을 때와 같은 좋은 결과는 얻기 힘들어도 어느 정도 보상을 해주어서 LQR제어기만을 사용했을 때보다 더 나은 결과를 얻을 수 있었다. 그림 10은 LQR만을 사용했을 때와 신경망을 이용하여 위치 신호를 보상했을 때를 비교한 것이다. LQR만을 사용했을 때보다 신경망을 이용하여 보상해주면 더 좋은 결과를 얻을 수 있다.

4. 복합경로 추종

이번 실험은 원 뿐만이 아니라 직선 거리와 사각형까지의 경로 추종을 확인하여 보았다. 50초까지는 X축과 Y축 방향의 대각선 경로를 따라가고, 50~150초까지는 원 경로를, 150~250초까지는 대각선 방향의 경로, 250~450초까지는 사각형의 경로를 따라가게 하였다.

4.1 LQR 방식

그림 11과 12에서는 여러 가지의 경우로 경로 추종을 하였다. 직선 경로와 대각선 경로는 오차가 작은 것을 볼 수 있었고 사각형을 따라 갈 때는 방향 전환을 하는 모서리 부분에서 오차가 크게 나타나는 것을 확인 할 수 있었다.

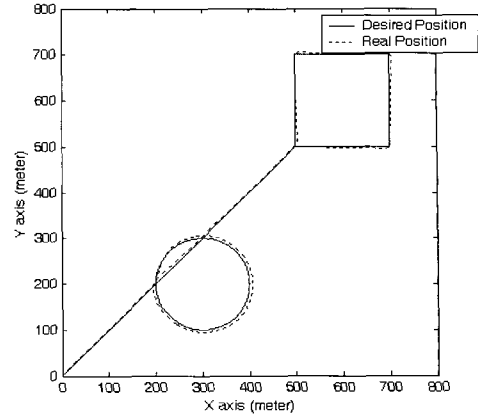


그림 11. 다양한 위치 추종.
Fig. 11. Composite trajectory tracking by LQR.

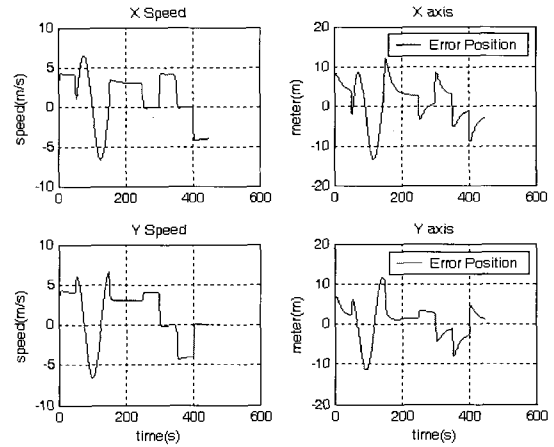


그림 12. 위치와 속도 오차.
Fig. 12. Position and velocity error.

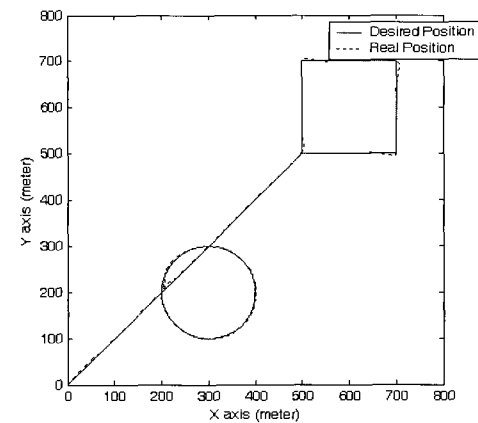


그림 13. 신경망을 이용한 다양한 위치 추종.
Fig. 13. Composite trajectory tracking by NN.

4.2 신경회로망 방식

LQR제어기에 RCT구조의 신경회로망 구조를 가지고 실험을 하였다. 그림 13에 나타난 헬기의 위치 추종은 그림 11에 나타난 것보다 잘 추종하는 것을 볼 수 있다. 그림 12와 그림 14를 비교했을 때 오차가 약 ±3m 정도 줄어든 것을 확인할 수 있었다.

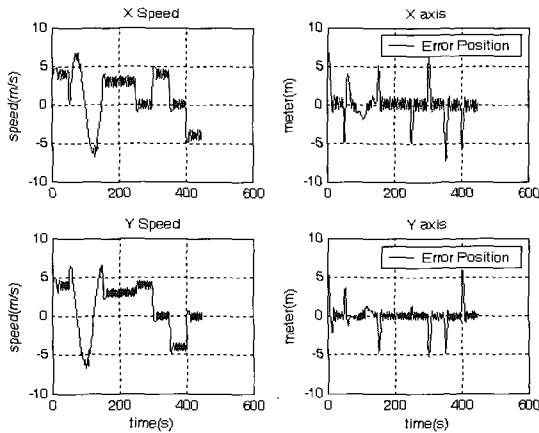


그림 14. 위치와 속도 오차.
Fig. 14. Position and velocity error.

VI. 결론

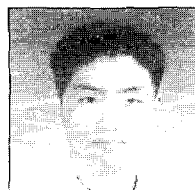
본 논문에서는 LQR 속도 제어기와 P 위치 제어기를 함께 사용하여 PD형태의 제어기를 구성하고 RCT라는 신경망의 학습 방법을 사용하여 자율 주행 헬리콥터의 속도와 위치 제어를 수행하였다. 기존의 헬리콥터의 제어방식이 대부분 속도에 한정된 것에 반해 위치 제어에도 적용될 수 있음을 보였다. 시뮬레이션 결과를 통해 LQR 방식을 사용한 것 보다 신경망을 함께 사용한 것의 성능이 더 우수함을 알 수 있었다. 실제 상황을 고려하여 시간 지연을 제어 루프에 포함시켜 수행하였으며, 시간 지연이 작을수록 성능이 우수함을 알 수 있었다.

통신간의 시간적 지연을 생각했을 때 통신 속도가 안정적이고 빠른 장비가 필요하게 됨을 알 수 있었다. 만약 헬리콥터와 지상국 간의 통신이 두절되었을 때 아무런 지시사항이 전달이 되지 않는다면 자신의 위치를 잃어버리고 원하는 위치제어를 할 수 없을 것이다. 앞으로 이러한 문제점들과 결과를 바탕으로 실제 시스템에 적용하여 실제로 이러한 이점들이 보이는 지를 확인해야 할 것이다.

참고문헌

[1] M. Akesson, E. Gustafson and K. H. Johansson. "Control design

for a helicopter lab process" *IFAC. 13th Triennial World congress*, pp. 41-46, 1996.
 [2] J. E. Gibson, *Nonlinear Automatic Control*, McGraw Hill Book Company, 1963.
 [3] 박두환, 이준탁, 하홍곤, "신경망의 역전파 알고리즘을 이용한 모형 헬리콥터의 자세제어," *Proceedings of the 13th KACC*, October 1998.
 [4] P. A. Gili and M. Battipede, "A comparative design of a MIMO neural adaptive rate damping for a nonlinear helicopter model," *ESANN'2000 European Symposium on Artificial Neural Networks*, pp. 159-164, 2000.
 [5] C. Cavalcante, J. Cardoso, J. G. Ramos, O. R. Neves, "Design and tuning of a helicopter fuzzy controller," *IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, pp. 1549-1554, 1995.
 [6] T. G. Amaral, M. M. Crisostomo, "Automatic helicopter motion control using fuzzy logic fuzzy systems," *IEEE International Fuzzy systems Conference*, pp. 860-863, 2001.
 [7] T. G. Amaral, M. M. Crisostomo, "Neuro-fuzzy controller for helicopter motion control," *IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, pp. 594-597, 2001.
 [8] T. G. Amaral, M. M. Crisostomo, V. F. Pires, "Helicopter motion control using adaptive neuro-fuzzy inference controller," *IEEE IECON*, pp. 2090-2095, 2002.
 [9] 임규만, 함운철, "Hovering에서의 헬리콥터 자세제어를 위한 슬라이딩 모드 제어," *Journal of Control. Automation, and Systems Engineering*, pp. 563-568, vol. 3, no. 6, 1997.
 [10] A. Bogdanov and M. Carlsson, "State dependent Riccati equation control of a small unmanned helicopter," *AIAA Guidance, Navigation, and Control conference*, 2003.
 [11] A. Bogdanov and E. Wan, "SDRE control with nonlinear feedforward compensation for a small unmanned helicopter," *AIAA Unmanned Unlimited systems, technologies, and operations*, 2003.
 [12] M. Donald, *Automatic Flight Control System*, Prentice Hall, 1990.
 [13] C. L. Phillips, *Digital Control System Analysis and Design*, Prentice Hall, 1995
 [14] S. Jung and T. C. Hsia, "Neural network inverse control techniques for PD controlled robot manipulator," pp. 305-314, vol. 19, no. 3, *ROBOTICA*, 2002.



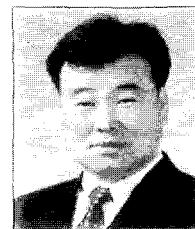
염 일 용

1979년 9월 1일생. 2002년 충남대학교 메카트로닉스공학과 졸업. 현재 동 대학 석사졸업. 관심분야는 지능제어, 헬리콥터 자율주행, 로보틱스.



석진영

1970년 1월 7일생. 1992년 서울대 항공우주공학과 졸업. 1994년 동 대학원 석사. 1998년 동 대학원 박사. 2001년~현재 충남대학교 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 무인항공기 비행제어 및 응용.



정슬

1964년 9월 11일생. 1988년 미국 웨인주립대 전기 및 컴퓨터 공학과 졸업. 1991 미국 캘리포니아대 데이비스 전기 및 컴퓨터공학과 석사. 동대학 박사. 1997년~현재 충남대학교 메카트로닉스공학과 부교수. 관심분야는 지능 제어 알고리즘 및 하드웨어 구현, 로봇의 인간의 지능적인 상호 작용, 무인 자율 비행 로봇 시스템.