

논문 2011-06-39

자율 주행 헬리콥터 시스템의 지능 힘제어 응용 (Intelligent Force Control Application of an Autonomous Helicopter System)

엄 일 용, 정 슬*
(Il Yong Eom, Seul Jung)

Abstract : In this paper, an intelligent force control technique is applied to an autonomous helicopter. Although most research on the autonomous helicopter system is about navigation and control, force control of an autonomous helicopter system is quite new and not presented yet. After controlling the position of the helicopter by the LQR method, force control is applied. The adaptive impedance force control algorithm is introduced and tested to regulate the desired force under unknown location and stiffness of the environment. To compensate for uncertainty from outer disturbance, a neural network is added to form an intelligent force control framework. Simulation studies show that the proposed force control algorithm works well.

Keywords : Force control, Helicopter system, Neural network

1. 소 개

최근에 자율 주행 무인 비행 로봇에 대한 연구가 활발해지면서 그 응용이 다양하게 확장되고 있다. 실제 무인 항공기의 성능은 군사작전에서 증명되고 있다. 미국의 무인항공기의 성능은 날로 발전하여 탐사뿐만 아니라 전투력을 갖추고 전장에 직접 투입되고 있는 실정이다. 군사 목적의 무인 항공기의 경우에는 장거리 비행에 적합한 구조를 갖고 있으며, 일반 항공기와 같이 이착륙(Conventional Take-off and Landing:CTOL)한다.

하지만, 단거리 또는 도심에서의 탐사 작업은 공간적인 제약이 많아 CTOL 방식은 불가능하므로 프로펠러 추진의 수직 이착륙(Vertical Take-off and Landing:VTOL)형태의 무인 비행체에 대한 관심이 높아지고 있다.

VTOL 구조의 대표적인 비행체인 헬리콥터는 활

주로 없이도 수직으로 이착륙이 가능하고 공중 정지(Hovering)가 가능하여 그 이용도가 매우 높은 장점이 있다 [1-4]. 특히 협소한 공간에서의 비행이 가능하므로 빌딩이 많은 우리나라의 도심에서는 활용도가 더 높다. 최근에는 더욱 안정적인 정지 상태 제어를 위해 4개의 프로펠러를 이용한 quad-rotor 시스템에 대한 관심이 매우 높다 [5,6].

무인 항공기에 대한 연구는 대부분 목적까지의 자율 주행에 관한 것이다. 위치정보는 GPS에 의해 주어지고 내부 센서와 융합하여 자율적으로 주행하거나 자세를 제어하는 연구가 대부분이다. 선행 연구에서는 무인헬기의 LQR 기반의 위치제어의 성능을 높이고자 신경회로망을 사용하였다 [7].

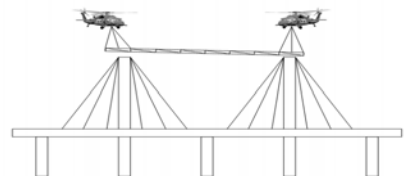


그림 1. 자율 주행 헬리콥터의 협조제어 개념
Fig. 1. Concept of cooperation of two helicopters

* 교신저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2011. 04. 13., 채택확정 : 2011. 06. 03

채택확정 : 2011. 06 25.

업일용: 현대중공업

정 슬 : 충남대학교 메카트로닉스공학과

* 본 논문의 2011년 충남대학교 학술 진흥 재단의 일부 지원에 감사드립니다.

하지만 최근에 VTOL구조의 무인 비행체의 호버링 제어의 특징을 살려 그림 1의 협조제어의 개념이 제안된 바 있다 [8]. 기존의 산업 로봇 팔의 힘 제어 개념을 무인 비행체에 적용하여 무인 항공기의 협조제어 개념을 제안하였다.

무인비행기가 자율적으로 움직이는 위치제어뿐만 아니라 움직임이 구속된 상태에서 작업을 수행하는 협조 제어 개념을 보여준다. 선행적으로 되어야 할 위치제어에서는 간단한 제어방법인 상태방정식 모델로부터 최적 상태 제어기 LQR을 설계하여 헬리콥터의 속도를 제어하고 외부에 비례제어 루프를 두어 위치제어를 했다. 위치 제어가 가능하다면 정지상태(hovering)가 가능한 헬리콥터로는 그 상태에서 힘 제어까지 가능하다. 따라서 호버링 상태에서 힘제어를 할 수 있도록 적응임피던스 힘제어 알고리즘을 적용하였다 [8]. 그림 1에서는 호버링 상태에서의 헬기가 작업을 수행하는 것을 개략적으로 보여주고 있다.

본 논문에서는 LQR 제어기와 힘 제어기, 여기에 추가적으로 신경망을 이용하여 헬리콥터의 속도제어, 자세제어, 위치제어, 힘 제어를 하였다. 헬리콥터에 자체적으로 LQR 제어기가 탑재되어있다고 가정하고 지상에서 신경회로망 제어기가 헬리콥터의 외란을 보상하므로 보다 나은 제어를 수행하게 된다. 본 논문에서는 RCT (reference compensation technique) 방법을 이용하여 기준입력에 신경망이 보상해서 오차를 줄이는 방법을 선택했다.

II. 헬리콥터 동역학

헬리콥터의 모델은 그림 2에 나타나 있다 [1,7].

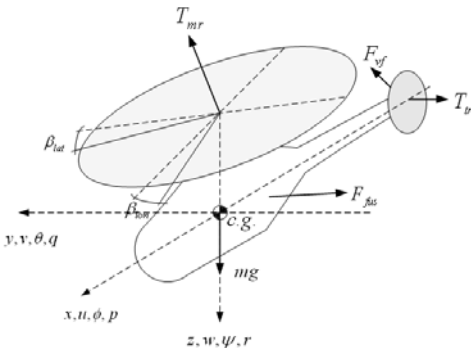


그림 2. 헬리콥터 모델

Fig. 2. A helicopter model

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

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

여기서 u, v, w 는 헬기의 전방, 측면, 수직 방향의 속도이고, p, q, r 은 헬기의 롤, 피치, 요 각속도, ϕ, θ, ψ 롤, 피치, 요 각이고, m 은 헬기 질량, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 는 롤, 피치, 요 축에 관한 관성 모멘트, X_{fus}, X_{mr} 은 전방 방향의 동체 항력(fuselage drag)과 주 로터에 의해 생성된 힘, Y_{fus}, Y_{mr} 는 측면 방향의 동체 항력(fuselage drag)과 주 로터에 의해 생성된 힘, Z_{fus}, Z_{mr} 은 수직 방향의 동체 항력(fuselage drag)과 주 로터에 의해 생성된 힘, Y_{tr}, Y_{vf} 는 꼬리 날개에서 생성된 힘과 Y축 방향(lateral direction)의 헬리콥터 꼬리(vertical fin)에서 생성된 힘, Z_{ht} 는 수직방향의 수평 미익(horizontal tail) 힘, L_{mr}, L_{tr} 은 주 로터와 꼬리 로터로부터 생성된 롤 모멘트, L_{vt} 는 수직꼬리 날개로부터의 롤 모멘트, M_{mr}, M_{tr} 은 주 로터와 꼬리 로터에 의해 생성된 피치 모멘트, M_{ht} 는 수평꼬리 날개로부터의 피치 모멘트, N_{tr}, N_{vt} 는 꼬리날개와 수직 날개로 부터의 요 모멘트, Q_e 는 엔진토크이다.

III. 임피던스 힘제어 방식

힘 제어 방식에는 여러 가지가 있지만 본 논문에서는 적응 임피던스 힘 제어 방식을 적용하려 한다 [8]. 임피던스 제어 방식은 비선형성에 강하고 대상의 위치 정보의 불확실성에 강건하기 때문에 좌표에 오차가 있는 경우 적합한 제어 방식이다.

다음은 힘추종 임피던스 함수이다.

$$m\ddot{e} + b\dot{e} = f_e - f_d \quad (3)$$

여기서, m, b 는 임피던스 변수이고, f_d 는 기준 힘, f_e 는 실제 힘, 그리고 $\varepsilon = x_e - x$ 이다. x_e 는 헬리콥터와 접촉하는 대상의 위치이고, x 는 헬리콥터의 위치이다. 대상체를 간단한 스프링 시스템이라 가정하면, $f_e = -k_e \varepsilon$ 가 되고 식(3)은 다음과 같이 표현된다.

$$m\ddot{\varepsilon} + b\dot{\varepsilon} + k_e\varepsilon = -f_d \quad (4)$$

식(4)는 정상상태 ($\ddot{\varepsilon} = \dot{\varepsilon} = 0$)에서 $f_e = k_e\varepsilon = f_d$ 가 되어 항상 힘추종이 보장되는 것을 볼 수 있다. 하지만, 여기서 만약 대상체의 위치 정보가 정확하지 않다면, 또는 외란이 있다면 $f_e \neq f_d$ 로 힘추종이 보장되지 않는다.

실제로 모든 대상체들의 실제 위치를 측정하기는 어렵다. GPS를 사용한다고 하더라도 군사용을 제외한 모든 기기는 어느 정도의 오차를 가지고 있기 때문이다. 따라서 대상체의 위치는 항상 위치 오차 $x_e' = x_e + \delta x_e$ 에서 δx_e 를 가지고 있다.

$$\varepsilon' = \varepsilon + \delta x_e \quad (5)$$

그러므로 부정확한 대상체의 위치가 정확하지 않은 상태에서 임피던스 함수는 다음과 같다.

$$m\ddot{\varepsilon}' + b\dot{\varepsilon}' = f_e - f_d \quad (6)$$

식(6)의 ε' 로부터 위치의 오차에 의한 힘추종의 오차가 발생하므로 이를 보상하기 위해 적분기를 다음과 같이 추가한다.

$$m\ddot{\varepsilon}'(t) + b\dot{\varepsilon}'(t) + \kappa \int_0^t \delta f_e(t) dt = f_e(t) - f_d(t) \quad (7)$$

여기서 κ 는 적분기 이득값이고, τ 는 적분구간, $\delta f_e(t)$ 는 다음과 같이 이전 힘추종 오차이다.

$$\delta f_e(t) = f_e(t - t_s) - f_d(t - t_s) \quad (8)$$

여기서 t_s 는 제어기의 샘플링 시간이다.

그림 3에 제어블록이 나타나 있다. 힘제어를 할 경우에 위치제어에서 힘제어로 스위칭을 하게 된다.

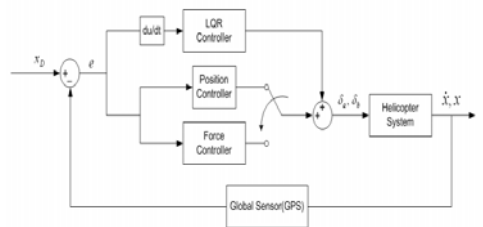


그림 3. 힘제어 블록도

Fig. 3. Force control block diagram

IV. 지능 힘제어 방식

외란이 존재하는 경우 외란의 영향으로 원하는 힘추종을 보장하지 못한다. 외란에 대한 강건한 제어가 필요한 신경회로망을 보상기로 사용한다. 신경회로망은 비선형 구조로 학습 능력이 있어 지능 제어에 많이 사용되고 있다. 신경망을 사용할 경우 가장 중요한 것은 실시간 제어의 구현이다. 최근에는 하드웨어 기술의 발달로 빠른 연산이 제공되므로 실시간 제어가 가능하다.

위치 제어에서 제어입력은 다음과 같다.

$$u_{px} = k_{px}(e_{px} + x_N) + k_{dx}e_{px} : x \text{ 축 방} \quad (9)$$

$$u_{py} = k_{py}(e_{py} + y_N) + k_{dy}e_{py} : y \text{ 축 방향}$$

여기서 $e_{px} = x_d - x$, $e_{py} = y_d - y$, $k_{pp}, k_{dp}, k_{py}, k_{dy}$ 는 제어기의 이득값, 그리고 x_N, y_N 는 그림 5에 보여진 것처럼 각각 x축 y축의 신경회로망 보상 신호이다.

y축은 위치제어이고 x 축이 힘 제어이면 힘제어 입력은 다음과 같다.

$$u_{fx} = k_{pf}(e_f + x_N) + k_{df}e_f \quad (10)$$

여기서 $e_f = f_d - f_e$ 이고 f_d 는 헬리콥터가 일정하게 유지하여야 하는 기준값이고, f_e 는 실제로 헬리콥터가 표면에 적용하는 힘의 값이다.

실시간 신경회로망의 제어를 위해 학습신호를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} v_{px} &= k_{px}e_x + k_{dx}e_x : x \text{ 축 위치제어} \\ v_{py} &= k_{py}e_y + k_{dy}e_y : y \text{ 축 위치제어} \\ v_{fx} &= k_{pf}e_f + k_{df}e_f : x \text{ 축 힘제어} \end{aligned} \quad (11)$$

목적함수는 다음과 같이 설정한다.

$$E = \frac{1}{2} v_i^2 \quad (12)$$

여기서 v_i 는 식(11)의 각각을 나타낸다.

가중치 w 로 편미분하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial E}{\partial w} = \frac{\partial E}{\partial v_i} \frac{\partial v_i}{\partial w} = v_i \frac{\partial v_i}{\partial w} \quad (13)$$

식 (9), (10) 와 (11)로부터 각각 x 축과 y 축을 따로 고려하면 다음과 같다.

$$u_{ji} - v_{ji} = k_{ji} i_N \quad (14)$$

여기서 인덱스 i 는 x 또는 y 축을 나타내고, j 는 위치제어의 p 또는 힘제어의 f 를 나타낸다.

$i_N = x_N$ 또는 $i_N = y_N$ 이다.

따라서 $\frac{\partial v_i}{\partial w}$ 는 다음과 같다.

$$\frac{\partial v_i}{\partial w} = k_{ji} \frac{\partial i_N}{\partial w} \quad (15)$$

식(15)는 역전파 알고리즘에 사용된다. RCT (reference compensation technique)는 신경회로망의 on-line 학습 알고리즘 중 하나로 알려져 있다. RCT의 장점 중 하나는 신경망이 그림 4에서 보는 것과 같이 내부 제어기의 출력을 변화시키지 않고 신경회로망을 독립적으로 운영하면서 무선으로 보상이 가능하다는 것이다.

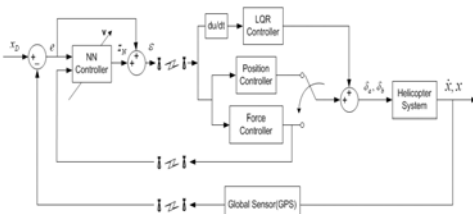


그림 4. 지능 힘제어 블록도
Fig. 4. Intelligent force control block diagram

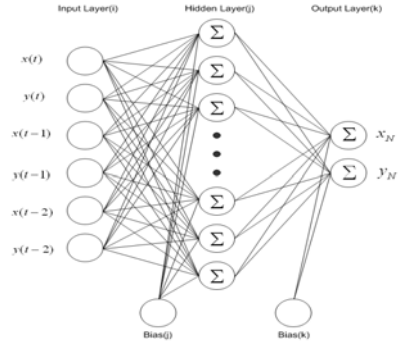


그림 5 신경회로망 구조
Fig. 5. Neural network structure

RCT 보상기는 기존 입력을 변화시켜서 LQR의 출력을 조절하여 위치 추종 오차를 줄인다. 정상시에는 위치 제어를 이용하여 위치 제어를 하면서 힘 제어가 필요한 상황이 되면 힘 제어기로 바뀌면서 힘 제어가 가능해진다. 이는 지상으로부터 무인 헬기의 전역위치를 보정해 줄 수 있다.

V. 시뮬레이션

1. 헬리콥터 모델

헬리콥터에는 제어를 탑재 후 LQR제어기와 위치 제어기를 통하여 자율주행을 하면서 앞에 구조물이나 혹은 접촉을 통하여 힘 제어가 필요한 상황이 되면 LQR제어기에서 힘 제어기로 바뀌면서 힘 제어가 된다. 좀 더 자세한 설명은 그림 6을 보면 알 수 있다.

헬리콥터는 LQR제어기를 통해서 자율주행을 하면서 접촉하게 되어 힘을 감지하면 힘 제어기로 스위칭하여 위치 제어와 힘 제어를 동시에 구현한다. 실험 과정에서 강성도 k_e 은 10,000N/m를 사용하였다.

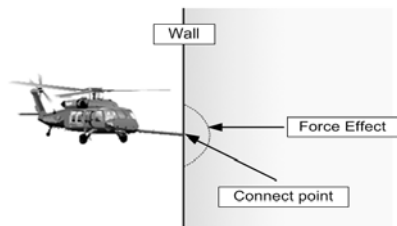


그림 6. 힘제어 환경
Fig. 6. Force control environment

표 1. Sikorsky S-61의 제원

Table 1. Characteristics 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

제어변수와 상태변수를 정의하면 다음과 같다.

$$u_{\delta} = [\delta_a \ \delta_b]^T \quad (16)$$

$$x = [\theta_f \ \phi_f \ q_f \ p_f \ u \ v]^T \quad (17)$$

여기서, δ_a 와 δ_b 는 전방과 측면cyclic의 pitch angle을 나타내고, θ_f 은 동체의 피치 자세, ϕ_f 은 동체의 롤각, q_f 은 동체의 pitch rate, p_f 은 동체의 roll rate, u, v 는 forward 와 side 속도를 나타낸다. 이 변수들에 따른 상태방정식은 다음과 같다.

$$\dot{x} = Ax + Bu_{\delta} \quad (18)$$

여기서

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.042 & 0.32 & 0.003 & 0.001 \\ 0 & 0 & -1.23 & -1.6 & 0.004 & -0.012 \\ -322 & 0 & 4.7 & -1.0 & -0.02 & -0.005 \\ 0 & 322 & -1.0 & -4.7 & 0.005 & -0.02 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -0.3 & 6.3 \\ -23 & -1.1 \\ 1.0 & -32.2 \\ -32.2 & 1.0 \end{bmatrix}$$

2. 힘 제어 추종

2.1. 한 점 힘 제어

다음은 헬기가 X축으로 1m 가고 있을 때 0.9m에서 표면을 만나 힘 제어를 하는 경우를 실험해 보았다. 표면의 강성은 10,000N/m이다.

그림 8에서 약 110초에 표면과 만나서 100N의 힘을 추종하는 결과를 볼 수 있다. 이 실험은 움직이지 않는 표면을 대상으로 LQR제어기와 위치 제어기에 목적 위치를 1m로 정하고 헬리콥터가 표

면과 만나는 0.9m가 되면 힘 제어가 작동하여 힘과 위치 제어를 하는 것이다. 0초~110초까지 LQR 제어기와 위치 제어기의 제어 결과는 그림 8에서 보는 것과 같이 거의 오차 없이 추종하는 것을 볼 수 있고 또 일정한 힘으로 헬리콥터가 표면을 누르고 있는 것을 110초 이후에서 확인 할 수 있다.

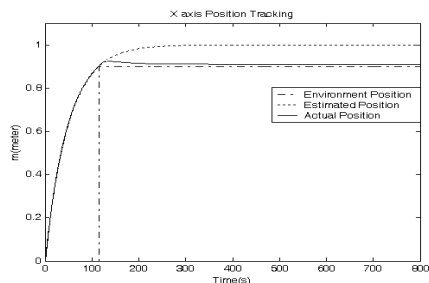


그림 7. 한 점에 대한 위치 추종

Fig. 7. Position tracking result

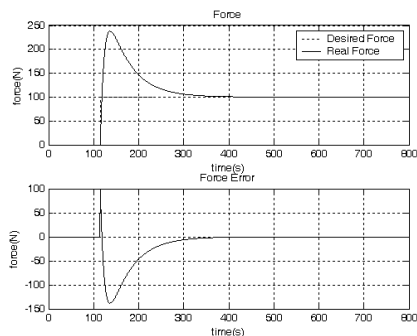


그림 8. 표면의 한 점에 대한 힘 추종

Fig. 8. Force tracking result

2.2 시변하는 힘 제어

이번 실험에서는 원하는 힘을 사인함수로 변화해 주어서 그 변화를 추종하는지 실험을 해보았다. 이번에도 역시 표면의 강성은 10,000N/m이다.

A) 임피던스 제어기를 사용하였을 때

처음에는 적응 제어기를 사용하지 않고 임피던스 제어기만을 사용하여 변화하는 힘을 추종하는지 실험하였다. 그림 9에 힘추종 결과가 나타나 있다. 기준힘은 100N을 중심으로 사인형태의 값을 보여 주고 있다.

그림 9에 나타난 힘추종 오차 그림을 보면 작은 오차가 나타나는 것을 볼 수 있다. 또한 접촉당시의 힘의 오버슈트가 발생하고 안정화되기까지 200

초가 걸리는 것을 확인 할 수 있다.

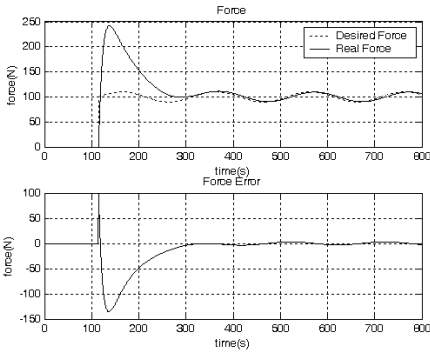


그림 9. 임피던스 제어기의 힘 추종
Fig. 9. Force tracking result by impedance control method

B) 적응 제어기를 사용했을 때

이번에는 적응 임피던스 제어기를 사용하여 시험하였다. 그림 10에서 알 수 있듯이 적응 제어기 사용하면 시간지연 및 오차가 줄어드는 것을 확인 할 수 있었다. 또한 접촉 후의 오버슈트가 50초 안에 안정화 되는 것을 볼 수 있다.

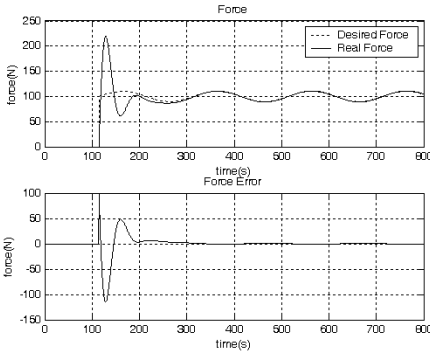


그림 10. 적응 임피던스 제어기를 사용한 위치 추종
Fig. 10. Force tracking result by adaptive impedance control method

2.3 외란이 있는 경우

이번에는 사인파 형태의 외란이 헬리콥터에 적용된다고 가정하였다. 외란이 발생할 경우는 그림 11와 그림 12에서 보는 것과 같이 신경망이 크게 영향을 미치는 것을 볼 수 있다. 적응 제어기를 통하면 그림 11에서와 같이 외란에 크게 영향을 받지 만 신경망 제어방식은 외란에 큰 영향을 받지 않고

원하는 위치와 원하는 힘을 추종하는 것을 확인 할 수 있었다.

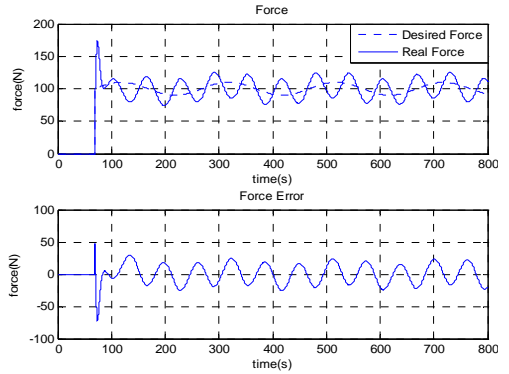


그림 11. 외란 하에서 적응 임피던스 제어기를 사용한 힘 추종
Fig. 11. Force tracking result by adaptive impedance control under disturbance

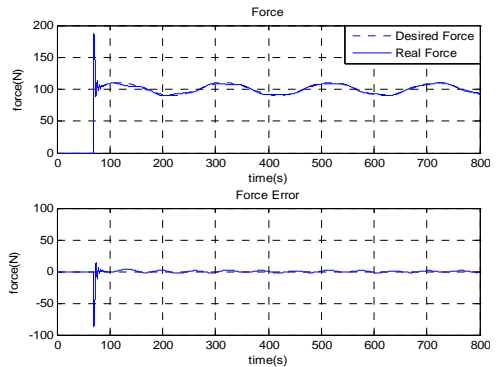


그림 12. 신경회로망 제어기를 사용한 힘 추종
Fig. 12. Force tracking result by neural adaptive impedance control under disturbance

VI. 결론

본 논문에서는 헬리콥터가 대상체에 작업을 하기 위해 필요한 힘제어를 적용하여 가능성을 보았다. 대상 표면이 있는 곳까지는 LQR제어기를 사용하여 위치제어로 접근한 다음, 헬리콥터가 표면에 접촉했을 때 힘 제어기로 변환하여 제어하였다. 적응 임피던스 제어 방식을 사용하여 대상의 위치를 정확히 모르더라도 힘을 추종할 수 있도록 하였다. 또한 외란이 있을 경우에 위치제어나 힘추종제어 성능이 저하되는 것을 확인 할 수 있었다. 신경회로망을 사

용하여 외란을 제거하므로 힘추종 성능을 향상시킬 수 있음을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

[10] S. Jung, T. C. Hsia, and R. G. Bonitz, "Force tracking impedance control of robot manipulators under unknown environment", *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, Vol.12, No.2, pp. 474-483, 2004.

참고문헌

[1] D. McLean, "Automatic flight Control System", Prentice Hall, 1990.
 [2] M. Akesson, E. Gustafson and K. Hedrik, "Control design for a helicopter lab Process", IFAC. 13thTriennial World congress, SanFrancisco, USA. pp. 41-46, 1996.
 [3] P. A. Gili, M. Battipede, "A Comparative design of a MIMO neural adaptive rate damping for a nonlinear helicopter model", ESANN'2000 proceedings-European Symposium on Artificial Neural Networks Bruges, pp. 159-164, 2000.
 [4] C. Cavalcante, J. Cardoso, J. G. Ramos, O. R. Neves, "Design and Tuning of a Helicopter Fuzzy Controller", 1995. Fourth IEEE International Conference on Fuzzy Systems and The Second IEEE International Fuzzy Engineering Symposium, Vol.3, pp. 1549-1554, 1995.
 [5] S. H. Jeong and S. Jung, "Novel design and position control of an omni-directional flying automobile(Omni-flymobile)", ICCAS, pp. 2480-2484, 2010.
 [6] H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin, "Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering", IEEE Conf. on Robotics & Automations, pp. 3277-3282, 2009
 [7] 엄일용, 정술, 석진영, "자율 주행 헬리콥터의 위치 추종 제어를 위한 LQR 제어 및 신경회로망 보상 방식", 제어 로봇 시스템 학회, Vol.11, No.11, pp. 930-935, 2005.
 [8] I. Y. Eom and Seul Jung, "A novel force tracking control approach to an autonomous unmanned helicopter system", IEEE IROS, pp. 1027-1032, 2005.
 [9] S. Jung, T. C. Hsia, "Adaptive force tracking impedance force control of robot for cutting process", IEEE Conference on Robotics and Automations, pp. 1800-1805, 1999.

저 자 소 개

엄 일 용



2002년 : 충남대학교
메카트로닉스공학과 졸업.
2005년 : 충남대학교
메카트로닉스공학과 석사.
2006년~현재, 현대중공업
연구원.

관심분야 : 산업로봇 제어 및 응용, 지능제어.
Email : princeom@hanmail.net

정 술



1988년 : 미국 웨인주립대
전기및컴퓨터공학과 졸업.
1991년 : 미국 캘리포니아대
데이비스전기및컴퓨터공학과
석사, 동 대학 박사.
1997년~현재, 충남대학교
메카트로닉스공학과 교수.

관심분야 : 지능로봇 시스템, 무인 비행 로봇,
장애우를 위한 로봇 기술 응용, 로봇 교육.
Email : jungs@cnu.ac.kr