

Hybrid GA-PID WAVENET 제어를 이용한 모형 헬리콥터 시스템의 자세 제어

論 文

53D-6-7

Attitude Control of Helicopter Simulator System using A Hybrid GA-PID WAVENET Controller

朴斗煥* · 池錫俊* · 李浚柝**

(Doo-Hwan Park · Serk-Jun Ji · Joon-Tark Lee)

Abstract - The Helicopter Simulator System is non-linear and complex. Furthermore, because of absence of its accurate mathematical model, it is difficult to control accurately its attitudes such as elevation angle and azimuth one. Therefore, we proposed a Hybrid GA-PID WAVENET(Genetic Algorithm Proportional Integral Derivative Wavelet Neural Network)control technique to control efficiently these angles. The proposed Hybrid GA-PID WAVENET is made through the following process. First, the WAVENET fundamental functions are defined. And their dilation and translation values are adjusted by GA to construct the optimal WAVENET controller. Secondly, the proportional, integral, and derivative gain coefficients of PID controller are tuned optimally. Finally, WAVENET controller which has a good transient characteristic and GA-PID controller which has a good steady state characteristic is adequately combined in hybrid type. Through the computer simulations, it is proved that the Hybrid GA-PID WAVENET control technique has a more excellent dynamic response than PID control technique and GA-PID one.

Key Words : Helicopter Simulator System, Hybrid GA-PID WAVENET, Wavelet, Neural Network, PID controller

1. 서 론

모형 헬리콥터 시스템은 주 직류전동기의 회전속도에 의해 주 프로펠러의 항력을 조절할 수 있으며, 시뮬레이터의 꼬리부인 보조 직류전동기의 회전속도로 진행방향을 제어할 수 있는 시스템이다. 이 시스템은 불안정하고 비선형이 강한 다변수 시스템으로서 그 안정화 제어문제는 제어 공학자들에게 의해 오래 전부터 연구되어 왔었다[1,2,3]. 일반적으로 비선형 시스템에 있어서는 다양한 동작 모드에 대응하는 정확한 수학적 모델을 얻기 어렵고, 얻어진 다 하더라도 주어진 비선형 모델에 대한 제어기의 설계는 만족스럽지 못한 경우가 많다. 따라서 동작점 근방에서의 선형화를 통해 PID, LQ 제어 등의 고전 제어기법이나 무모델 제어가 가능한 Fuzzy 및 신경회로망, GA 등에 의한 다양한 지능제어 기법도 제안되고 있다[4,5,6,7,8].

이들 기존 제어기의 경우, 제어기 설계 파라미터의 동정이 어렵고, 내·외부 외란이나 동작 모드들에 따른 제어기 파라미터들의 적응성이 저하되어 동작영역이 상이해지면 안정화 가능 영역이 또한 협소해지고 시스템이 불안정하게 된다[9,10].

최근의 연구결과에 의하면, 신경회로망과 웨이블릿 분해

(decomposition) 사이의 유사성에 기인하여 웨이블릿 이론과 신경회로망을 결합한 WAVENET이 여러 논문에서 제안되고 있으며 기존의 신경회로망보다 우수한 근사 능력을 가진다는 것이 증명되고 있다[11-14].

따라서, 본 논문에서는 모형 헬리콥터 시스템의 자세제어를 위하여 WAVENET 제어기와 PID 제어기를 설계하였으며, WAVENET의 신경망 연결 가중치(weight) 및 웨이블릿의 신축 및 이동변수와 PID 제어기의 최적 이득 계수를 GA를 사용하여 조정되도록 하였다. 그리고 과도 응답 특성이 우수한 WAVENET 제어기와 정상 상태 특성이 우수한 GA-PID 제어기를 Hybrid 형태로 구성한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기를 비선형 시스템인 모형 헬리콥터 시스템에 적용하여 제안한 제어기 설계 알고리즘의 유효성과 우수성을 입증하고자 한다.

2. 헬리콥터 시스템의 수학적 모델링

2.1 헬리콥터의 동역학 방정식

그림 1은 모형 헬리콥터 시스템의 프로펠러 장치 구성도를 나타내고 있다. 여기서 θ_1 은 수직각(상승각)이며, θ_2 는 수평각(방위각)이다. 그리고 ω_1 은 주 직류전동기의 각속도이고 ω_2 는 보조 직류전동기의 각속도이다.

헬리콥터의 동역학 방정식을 유도하기 위해 Lagrange 방정식과 힘의 평형 법칙을 이용하고, 헬리콥터의 양력은 주 직류전동기 속도의 제곱에 비례하고, 헬리콥터 시스템의 속

* 正 會 員 : 東亞大學校 大學院 電氣工學科 博士課程

** 正 會 員 : 東亞大學校 工科大學 電氣電子컴퓨터工學部 教授 · 工博

接受日字 : 2004年 2月 18日

最終完了 : 2004年 5月 18日

도가 주 직류전동기의 속도에 비해서 훨씬 적다고 가정한다면 수직 평면 내에서의 헬리콥터에 작용하는 토크는 다음과 같다.

(단, 헬리콥터 속도에 의한 영향은 무시하고 상승각과 방위각의 자세 제어만 행한다.)

$$I\ddot{\theta}_1 = K_{\omega}\omega_1^2 + \frac{1}{2}m_1l_1^2\dot{\theta}_1\sin\theta_1 - (C_{\theta}\text{sign}\dot{\theta}_1 + B_{\theta}\theta_1) - mg_1\sin\theta_1 + K_G\dot{\theta}_2\omega_1\cos\theta_1 \quad (1)$$

여기서,

- K_{ω} : 공기 저항 계수[kg · m²/s]
- C_{θ} : 쿨롱 마찰 계수[kg · m]
- B_{θ} : 점성 마찰 계수[kg · m · s]
- m : 질량[kg], g : 중력 가속도[m/s²]
- K_G : 자이로스코프 이득[kg · m/s]
- l_1 : 주 프로펠러 반경[m]
- l_2 : 보조 프로펠러 반경[m]
- I_j : 몸체 관성모멘트[kg · m²]
- $\text{sign}(\dot{\theta}_j) : \begin{cases} \dot{\theta}_j \geq 0 \text{ 일때 } +1 \\ \dot{\theta}_j < 0 \text{ 일때 } -1 \end{cases}$

이며, 그리고 $j=1$ 일 때는 주 직류전동기를 나타내며, $j=2$ 일 때는 보조 직류전동기를 나타낸다. 수평면에서의 토크 방정식은 수평면방향에서 헬리콥터의 몸체에 작용하는 힘들을 고려하면 다음과 같이 된다.

$$I\sin\theta_1\ddot{\theta}_2 = K_{\omega_2}l_2\sin\theta_1\omega_2^2 - (C_{\theta_2}\text{sign}\dot{\theta}_2 + B_{\theta_2}\theta_2) - \tau_r \quad (2)$$

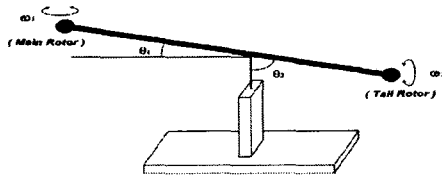


그림 1 헬리콥터 시스템
Fig. 1 Helicopter System

식 (2)에서 τ_r 은 주 직류전동기의 회전에 의한 반발 토크이며, 식 (1)과 식 (2)에서 θ_1 과 θ_2 는 ω_1 과 ω_2 에 의해서 결정되는 상승각과 방위각이다.

2.2 주 직류전동기 및 보조 직류전동기의 수학적 모델

프로펠러 장치의 수학적 모델은 그림 2와 같다. 헬리콥터 시스템에 장착된 주 직류전동기와 보조 직류전동기의 입력 전압은 U_1 과 U_2 이고 ω_j 는 각속도, T_m 는 전동기의 시정수를 나타내며, 그 전달함수는 다음과 같이 모델링된다.

$$\frac{\omega_j}{U_j} = \frac{1}{(T_m s + 1)^2} \quad (j=1, 2) \quad (3)$$

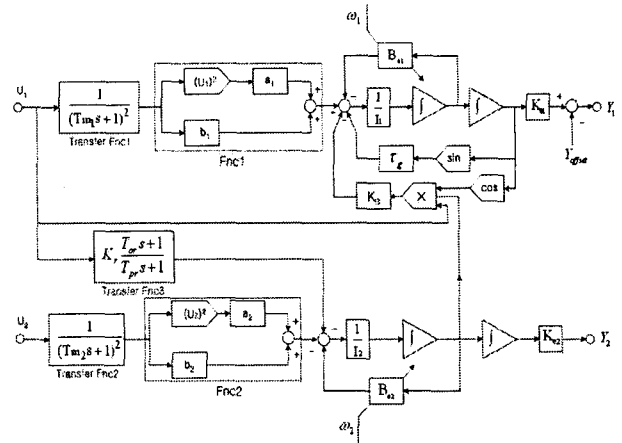


그림 2 모형 헬리콥터의 구성도
Fig. 2 Block Diagram of Helicopter Simulator

프로펠러의 수직인 팔에 f 만큼의 힘이 작용하면 그 힘에 상응하여 각각의 축은 회전하게 되고 된다. 또한, 각 운동량 보존의 법칙에 의해서 회전에 의한 각운동량은 프로펠러 지지대에 의해서 보상되며, 시스템은 비선형성을 지니고 있다.

즉, 전체 시스템의 구성에 있어서 전동기 시정수가 기계적 부분의 시정수보다 상대적으로 매우 작으므로 전동기의 과도상태는 전체 시스템의 과도상태에 거의 영향을 미치지 않는다고 볼 수 있다. 그러므로 모델 파라미터를 구하기 쉬운 간편한 형태로 만들기 위하여 각각의 전동기와 프로펠러를 결합하고 입력을 주었을 때의 구동 토크 변화를 정적으로 측정한다. 그러나, 응답속도가 기계적인 부분에 비해서 상당히 빠르다고 하더라도 시간 지연요소가 존재하게 되므로 본 논문에서는 2차 시간 지연요소를 포함시켜서 모델링하였다.

2.3 시스템의 동정

본 논문에서는 물리적으로 접근 가능한 파라미터(m, l_j, g, u_j 등)는 직접적인 측정에 의해 구해질 수 있다. 그러나, 그림 2에서와 같이 주 직류전동기와 보조 직류전동기 사이의 동적 결합으로 접근이 불가능한 $\tau_r, \tau, T_m, I_j, B_{\theta}, K_G, K_r$ 등 16개의 물리적 파라미터는 black box 모델에 의해 구해낸다. 즉 모델 subsystem을 black box로 보고, 실험적으로 얻어진 입·출력 데이터 쌍의 신호들을 curve fitting시켜 각각의 모델 Subsystem을 동정해 내는 기법이다. 본 논문에서는 다음과 같은 black box 모델링 절차에 따라 접근 가능한 주요 시스템 파라미터들을 추정하였다[15,16].

첫째, 두 전동기의 전기적인 모델은 식 3과 같이 제어입력에 비례하는 구동 토크의 2차식과 시간 지연으로 가정하여 구동토크와 전동기 지연 시정수를 동정한다.

둘째, 상승·방위각에 대한 각각의 동적 모델을 질량, 스프링과 댐퍼로 구성된 2차 전달함수로 가정한 후, 전동기 관성모멘트와 마찰계수를 구한다.

셋째, Gyroscope의 이득을 구한 후 그림 2의 전달함수 블록 3 즉, 반작용 토크 모델에서의 파라미터들을 동정한다.

표 1 Black Box 모델링에 의한 파라미터 동정

Table 1 Identification of System Parameters by Black Box Modelling

Parameter	Elevation($j=1$)	Azimuth($j=2$)
Gravitational Torque(τ_g)	($\tau_g = mgb$)	0.03834 [kg · m]
Motor Driving Torque(τ)	$a_1 u_1 + b_1 u_1$ ($a_1=1.029, b_1=0.0917$)	$a_2 u_2 + b_2 u_2$ ($a_2=0.3234, b_2=0.288$)
Motor Delay(T_m)	0.3 [sec]	0.25 [sec]
Motor Inertia(I)	0.00437 [kg · m ²]	0.00414 [kg · m ²]
Friction Coefficient(B_d)	0.00184 [kg · m ² /s]	0.00869 [kg · m ² /s]
Gyroscopic Gain(K_d)	0.147 [kg · m/s]	
Reaction Torque(K_r)	0.015876 [kg · m]	

시스템 파라미터의 동정 결과는 표 1에 표시하였고, 시스템 동정 결과를 실제 시스템의 평형 조건과 비교함으로써 비선형 모델을 수정하였으며, 이들을 이용하여 Matlab Simulink로 재구성되어진 수학적 모델을 그림 3에 나타내었다.

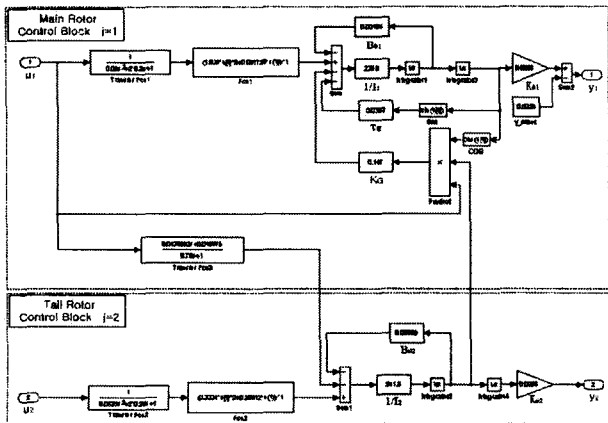


그림 3 Matlab의 시스템 동정에 의한 모형 헬리콥터의 구성도
Fig. 3 Block Diagram of Identified Helicopter Simulator in Matlab Simulink

3. 종래의 제어기 설계

3.1 PID제어기 설계

제어대상에 적용하는 PID제어기는 오차값 $e(t)$ 입력에 대해서 입력 신호와 입력 신호의 속도와 가속도 값에 이득계수를 곱한 후 모두 합하여 시스템 제어 입력으로 한다.

$$u_f(t) = K_p e_f(t) + \frac{K_i}{T_i} \int_0^t e_f(t) dt + K_d T_d \frac{de_f(t)}{dt} \quad (4)$$

여기서, K_p 는 비례 계수, T_i 는 적분 시간 상수, K_d 는 적분 계수, T_d 는 미분 시간 상수값으로 PID 제어기를 설계할 때 결정하여야 할 값들이다. 식 (4)를 라플라스 변환하여 전달함수를 구하면 다음과 같다.

$$G_d(s) = \frac{U_f(s)}{E_f(s)} = K_p + \frac{K_i}{T_i s} + K_d T_d s \quad (5)$$

식 (4)에서 $j=1$ 은 주 직류전동기에 의한 제어 입력을 나타내며, $j=2$ 는 보조 직류전동기에 의한 제어 입력을 의미한다. 이상의 관계식들과 전달함수 블록 3에 의해 상승각을 위한 주 직류전동기 부분과 방위각을 위한 보조 직류전동기 부분이 상호 결합되어 지므로, 이들이 독립 시스템인 것처럼 두 개로 분리되어 각각의 각들이 제어되어지더라도 무방할 것이다. 따라서, 본 연구에서는 주 직류전동기에 의한 상승각의 자세제어와 보조 직류전동기에 의한 방위각의 자세제어를 분리하여 행하였고, 이를 위한 각 subsystem의 PID 제어기 구성도를 그림 4에 나타내었다.

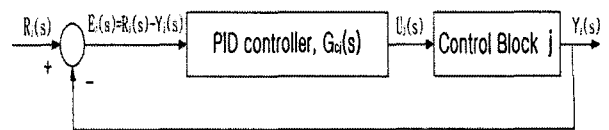


그림 4 PID 제어기의 구성도
Fig. 4 Block Diagram of PID Controller

3.2 GA-PID 제어기의 설계

PID 제어기에서의 비례, 적분, 미분 이득 계수를 GA를 이용하여 시스템 오차가 최소화되도록 최적 계수를 구한다. 그런데 GA를 이용하여 PID 제어기의 최적 이득 계수를 구하기 위해서 본 논문에서는 Matlab의 Simulink를 사용하여 구하였다. GA-PID 제어기의 구성도를 Matlab의 Simulink로 나타낸 것이 그림 5이다.

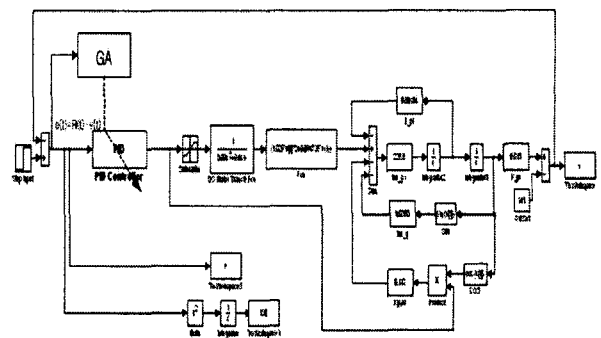


그림 5 GA-PID 제어기의 구성도
Fig. 5 Block Diagram of GA-PID Controller

4. WAVENET 제어기 설계

4.1 WAVENET의 구조

웨이브렛 변환에 사용한 기저함수로는 시간, 주파수 영역에서 양호한 성분 분리특성을 지니고 있으며, 웨이브렛의 필요 충분 조건을 만족하는 다음의 Morlet함수를 사용하였다.

$$h(t) = \exp\left(-\frac{t-\beta}{\alpha}\right)^2 \cos 5\left(\frac{t-\beta}{\alpha}\right) \quad (6)$$

웨이브렛 이론과 신경망 이론의 기본개념의 결합으로 제안된 WAVENET이라 불리는 새로운 네트워크가 구성된다. WAVENET 알고리즘은 네트워크의 자기구성과 오차의 최소화, 즉, 두가지 연산으로 구성되어진다. 첫 번째 과정에서는 대표적으로 적용되는 신경망 구조에 웨이블렛 함수를 사용함으로써 결정된다. 이 신경망은 점진적으로 은닉층을 늘여 주어진 표적에 의해 점유되는 시간-주파수 영역을 효과적이고 충분히 다루게 된다. 동시에 신경망 파라미터들은 갱신되어, 이후의 처리과정에 편승된다. 두 번째 과정에서는, 순차 오차의 근사값이 GA에 기반한 최적 기법을 이용하여 최소화된다. 출력 함수는 허용조건과 대상에 충분히 근사한 네트워크를 만족해야 하며 네트워크 근사신호는 식 (7)에 의해 표시할 수 있다. 여기서 $h(t)$ 는 웨이블렛 창함수이고 W_K 는 신경망의 가중치 계수이며, α_K 와 β_K 는 웨이블렛의 신축 및 이동 변수이다.

$$z_i(t) = r_i(t) \sum_{K=1}^N W_K h_{\alpha_K \beta_K}(t) \quad (K=0 \sim 8) \quad (7)$$

WAVENET의 구성도를 그림 6에 나타내었다.

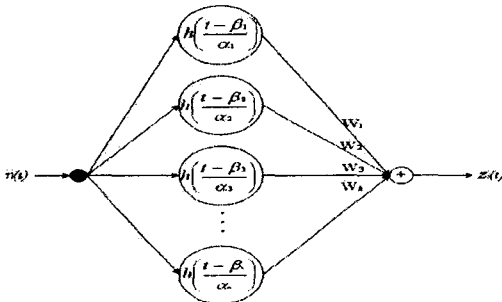


그림 6 WAVENET 구성도
Fig. 6 Block Diagram of WAVENET

4.2 GA를 이용한 PID-WAVENET의 설계

일반적으로 WAVENET의 구조는 입력층과 은닉층의 가중치에 해당하는 신축값과 뉴런의 임계값에 해당되는 이동값에 의하여 결정된다. 따라서 본 논문에서는 유전 알고리즘을 사용하여 근사 대상함수에 대한 WAVENET의 신축과 이동의 최적값을 찾는다. 이를 위한 WAVENET의 최적 구조 설계 알고리즘은 그림 7과 같다. 유전 알고리즘에서는 적합도를 이용하여 최적화의 상태를 평가하게 되는데, 본 연구에서는 주어진 운동영역에 대한 자세 제어각의 추종 정도를 최적화의 대상으로 하였다. 즉, 유전 알고리즘을 거쳐서 출력되는 제어 계수들을 모형 헬리콥터 시스템의 제어에 적용하고 이 때 발생하는 운동영역에서의 기준 입력에 대한 오차를 구한다. 목적함수로는 제곱오차의 적분을 사용하며, 이 목적 함수 식 (8)이 최소가 되도록 제어기의 계수를 조정한다. 표 2는 본 논문에서 제안한 유전 알고리즘의 제어 파라미터를 나타내었다. 그림 7에서 종료 조건은

$N \geq 50$ 또는 $PI \leq 10^{-6}$ 로 설정하였다.

$$PI = \int_0^{\infty} e^2(t) dt \quad (8)$$

표 2 GA의 주요 파라미터들
Table 2 Parameters of GA

Parameter	Value
Generation : N	50
Population	20
Crossover Probability	0.65
Mutation Probability	0.05

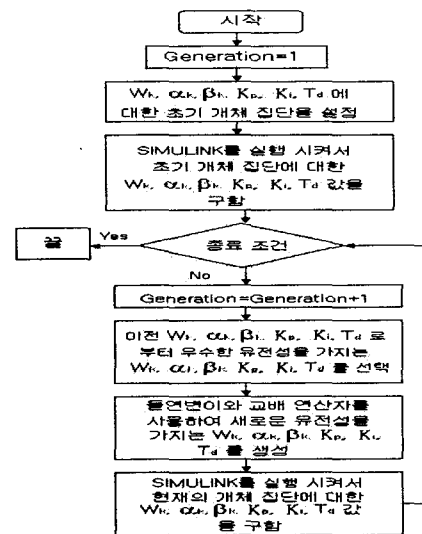


그림 7 PID-WAVENET의 최적 계수 선정을 위한 알고리즘의 흐름도
Fig. 7 Flow Chart of the Design Algorithm for PID-WAVENET

4.3 제안하는 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기의 설계

그림 8은 본 논문에서 제안한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기의 구성도이다. 본 논문에서는 유전 알고리즘을 이용하여 모형 헬리콥터의 운동영역에서 오차가 최소화되는 전역적인 최적의 제어 이득계수를 선정하고자 한다. 오차를 최소화하는 적합도 함수를 Matlab의 Simulink를 이용하여 수치적으로 구하여 헬리콥터 시스템에 적용하였다.

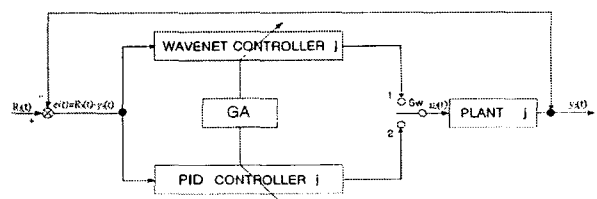


그림 8 제안하는 Hybrid GA- PID WAVENET 제어기의 구성도
Fig. 8 Block Diagram of the Proposed Hybrid GA-PID WAVENET Controller

그림 8에서 목표치 근방에 도달할 경우, $R_f(t)$ 의 변화율, 즉, 제어입력 $u_f(t)$ 의 변동이 커지게 되면, 오버슈트, 언더슈트 혹은 잔류편차를 존재하게 하는 요인이 될 수 있다. 따라서, 원하는 제어각의 변화율을 억제하기 위하여, 목표치의 90%에 도달할 때 까지는 과도 응답 특성이 우수한 WAVENET 제어기인 Sw 1으로 설정되고 목표치의 90%에 도달하면 잔류편차를 제거하기 위하여 정상 상태 특성이 우수한 GA-PID 제어기인 Sw 2로 설정하게 된다. 제안한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기에서 원하는 상승각 및 방위각의 자세제어를 위하여 Matlab의 Simulink로 나타낸 것이 각각 그림 9와 그림 10이다. 즉, 그림 9에서 목표 상승각을 20° 로 설정하였을 경우 목표치의 90%인 18° 까지는 WAVENET 제어기로 설정되어 SW BLOCK 1으로 선택되고, 90%이후에는 SW BLOCK 2로 선택되어 GA-PID 제어기로 동작되도록 하였다.

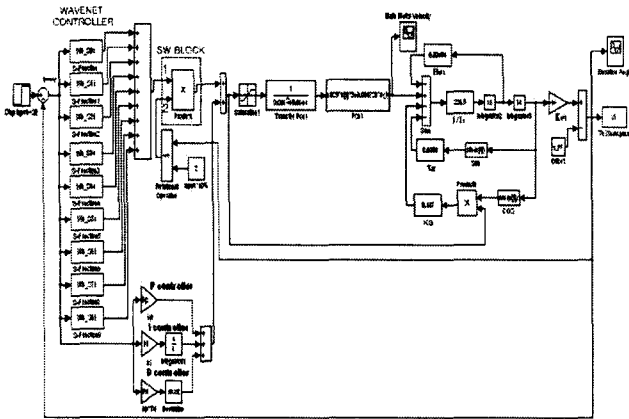


그림 9 Hybrid GA-PID WAVENET 상승각 제어기
Fig. 9 Hybrid GA-PID WAVENET Controller for Elevation Angle

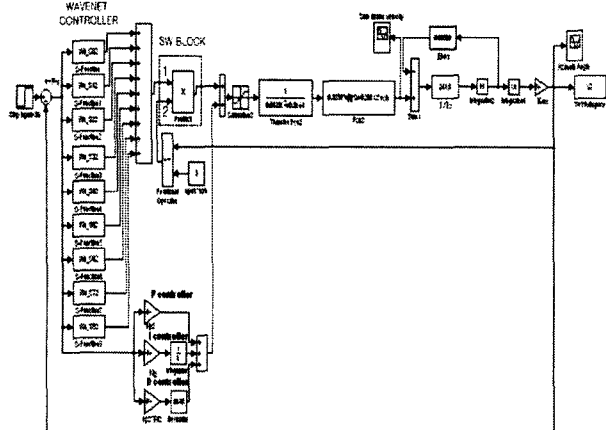


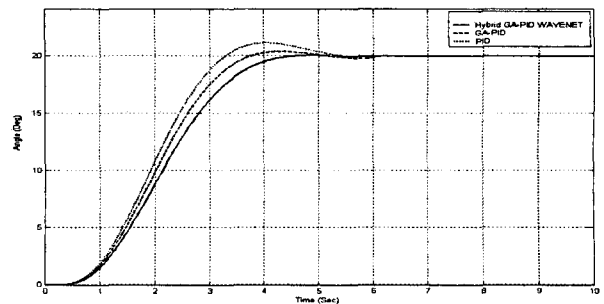
그림 10 Hybrid GA-PID WAVENET 방위각 제어기
Fig. 10 Hybrid GA-PID WAVENET Controller for Azimuth Angle

5. 시뮬레이션 및 결과고찰

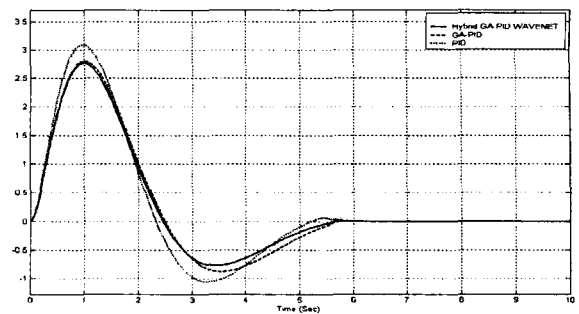
본 논문에서 제안한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기의 유용성과 우수성을 평가하기 위하여 목표 상승

각 및 방위각을 $\theta_1=20^\circ$ 및 $\theta_2=30^\circ$ 로 하였을 때의 스텝 응답과 $\theta_1=10^\circ$ 및 $\theta_2=25^\circ$ 로 하였을 때의 스텝 응답을 각각 구하였다. 그림 11과 그림 12는 Ziegler-Nichols법에 의하여 이득계수를 동조하여 구한 PID 제어기 ($K_p=0.21, K_i=0.00025, T_D=0.015$) 및 GA-PID 제어기와 제안한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기에 의한 시뮬레이션 결과를 각각 비교하여 나타내고 있으며, 여기서, 상승각의 초기각도 20° , 방위각의 초기각도 30° 인 Case 1인 경우와 상승각의 초기각도 10° , 방위각의 초기각도 25° 인 Case 2경우 시뮬레이션 결과를 각각 보여준다. 제안된 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기의 성능을 Matlab의 Simulink로 모의 실험하여 검증한 결과, 방위각을 기준으로 할 경우 PID 제어기나 GA-PID 제어기에 비해 오버슈트나 언더슈트 없이 2[%]내의 정정 시간이 Case 1인 경우 각각 2.1[sec], 1.1[sec] 빠르게 도달하였고, Case 2인 경우에도 각각 1.1[sec], 0.8[sec] 빠르게 도달함을 알 수 있다.

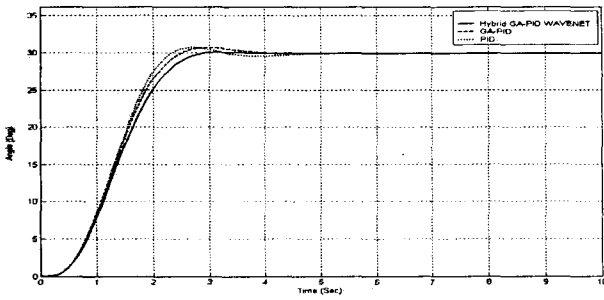
그리고 상승각을 기준으로 할 경우에도 PID 제어기나 GA-PID 제어기 보다 2[%]내의 정정 시간이 오버슈트나 언더슈트 없이 Case 1인 경우 각각 1.3[sec] 및 0.5[sec] 빠르게 도달하였고, Case 2인 경우에도 1.8[sec], 0.3[sec]빠르게 도달한다는 사실을 알 수 있었다. 즉, 본 논문에서 제안한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기는 종래의 PID 제어기나 GA-PID 제어기에 비해 목표치에 더욱 빠르고, 정확하게 추종할 수 있음을 확인하였다.



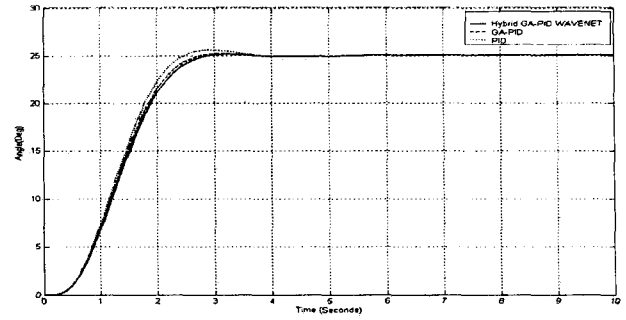
(a) Elevation Angle : $\theta_1=20^\circ$



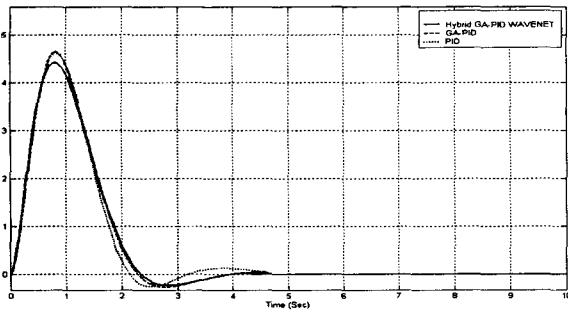
(b) Angular Velocity of Main DC Motor : ω_1



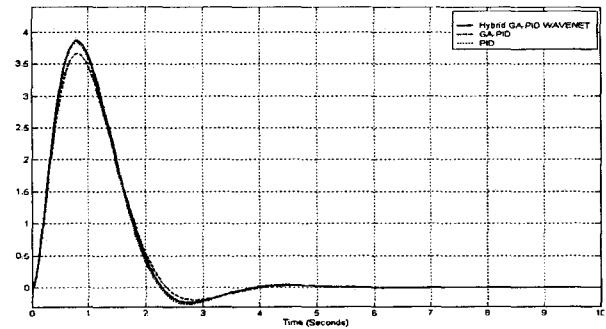
(c) Azimuth Angle : $\theta_2=30^\circ$



(c) Azimuth Angle : $\theta_2=25^\circ$



(d) Angular Velocity of Tail DC Motor : ω_2



(d) Angular Velocity of Tail DC Motor : ω_2

그림 11 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기의 응답
Fig. 11 Responses of Hybrid GA-PID WAVENET Controller

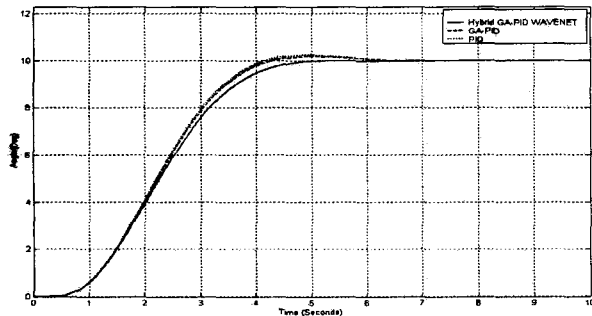
그림 12 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기의 응답
Fig. 12 Responses of Hybrid GA-PID WAVENET Controller

표 3은 이상의 시뮬레이션 결과를 요약한 것이다.

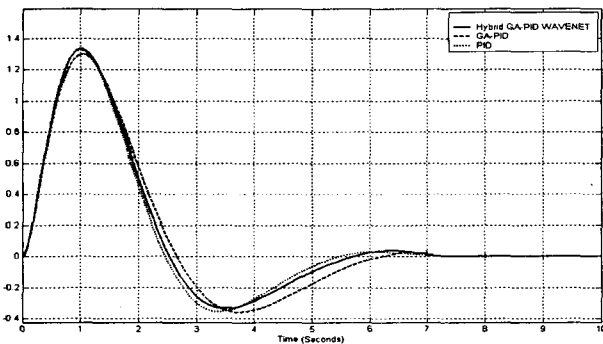
표 3 제어기의 성능 비교

Table 3 Summarized Performance for Controller Types

Controller	PID		GA-PID		Hybrid GA-PID WAVENET		
	Elevation Angle	Azimuth Angle	Elevation Angle	Azimuth Angle	Elevation Angle	Azimuth Angle	
Gain Tuning Method	Ziegler-Nichols		GA		GA		
Reaching Time[sec]	Case 1	3.3	2.3	3.8	2.5	4.3	2.8
	Case 2	4.2	2.4	4.3	2.7	4.8	2.8
Max Overshoot[%]	Case 1	5.25	3.2	2.37	2.9	0.05	0.01
	Case 2	3.3	2.8	2.5	1.25	0.03	0.008
2[%] Settling Time[sec]	Case 1	5.6	4.7	4.8	3.8	4.3	2.8
	Case 2	6.5	3.8	6.2	3.5	4.7	2.7



(a) Elevation Angle : $\theta_1=10^\circ$



(b) Angular Velocity of Main DC Motor : ω_1

6. 결론

본 논문에서는 대표적인 불안정 비선형 시스템으로 알려진 모형 헬리콥터의 정지 자세제어를 목표로 하여 두 개의 프로펠러로 구성된 헬리콥터 시스템을 모델링하고 시뮬레이션을 행하였다. 상승각과 방위각의 신속 정확한 제어를 위해 제어기 설계는 기존의 신경회로망보다 근사화 능력이 뛰어난 웨이브렛 함수를 사용하였으며, 이의 신속과 이동은 GA에 의해 최적화시켰다. 그리하여 주어진 모형

헬리콥터의 자세제어 시스템에 적합한 WAVENET 제어기와 GA-PID 제어기를 하이브리드 형태로 구성하여 시뮬레이션을 행하였다. 시뮬레이션 결과, 본 논문에서 제안한 Hybrid GA-PID WAVENET 제어기는 기존의 다른 두 종류의 제어기 보다 목표치에 더욱 빠르고, 정확하게 추종할 수 있음을 확인하여 그 유용성과 우수성을 검증하였다.

향후, WAVENET 제어기가 다양한 비선형 시스템에서 보다 우수한 제어 성능을 갖도록 적절한 웨이블릿 함수의 선정 기법에 대한 연구가 요청되며, 이를 이용하여 시스템을 실시간 제어하는 문제를 수행하여야 할 것이다.

참 고 문 헌

[1] B. Srinivasan, P. Mullhaupt, T. Baumann, and D. Bonvin. "A discrete-time decoupling scheme for a differentially cross-coupled system", 13th IFAC Triennial World Congress, San Francisco, pp 301-306, 1996.

[2] Mats Akesson, Erik Gustafson and Karl Henrik Johansson. "Control Design for a Helicopter Lab Process" IFAC. 13th Triennial World Congress, San Francisco, USA, pp. 41-46, 1996

[3] P. Mullhaupt, B. Srinivasan, and D. Bonvin. "A Two-time-scale Controller for a Differentially Cross-coupled system." Proceedings of the American Control Conference Albuquerque, New Mexico. pp. 3839-3841, 1997.

[4] A. J. Calise, J. V. R. Prasad, "Helicopter Adaptive Flight Control Using Neural Network", Proceedings of the 33rd Conference on Decision and Control, Lake Buena Vista, pp. 3336-3340, 1994.

[5] D.P. Salts, A. Sideris and A.A Yamamura "A multi layered neural network controller." IEEE Control system Magazine, No 2, pp. 17-21, 1988.

[6] Rumelhart. D.E., Hinton. G.E. and Williams. R.J. "Learning internal representation by error propagation", Paraller Distributed Processing, Vol. 1, MIT Press, pp. 318-362, 1986.

[7] David E. Goldberg, Genetic Algorithms in Searching, Optimization & Machine Learning, Addison-Wesley, 1989.

[8] M. Sugeno and T. Yasukawa, "Fuzzy model identification and self-learning for dynamic system", IEEE Trans. Fuzzy Syst., vol. 1, pp.7-31, 1993.

[9] G. Lightbody, "Direct neural model reference adaptive control", IEE Prcc, Control Theory appl, vol. 142, No 2, pp. 661-657, 1995.

[10] Chia-Ju Wu and Ching-Huo Huang, "A Hybrid Method for Parameter Tuning of PID Controllers", J. Franklin Inst., vol. B334, No. 4, pp. 547-562, 1997.

[11] Rong-Jong Wai, Jia-Ming Chang, "Intelligent control of induction servo motor drive via wavelet neural network", Electric Power System Research 61, pp. 67-76, 2002.

[12] J. Zhang, G. G. Walter, Y. Miao and W. N. W. Lee, "Wavelet neural networks for function learning", IEEE Trans. Signal Processing, vol. 43, pp. 1485-1497, 1995.

[13] Mitsuo Gen, Runwei Cheng, "Genetic Algorithms & Engineering Design", Wiley, 1997.

[14] Collins, R., Jefferson, D., "Selection in Massively Parallel Genetic Algorithm", Proc. 4th International Conf. on Genetic Algorithms, Morgan-Kaufmann, pp. 249-256, 1991.

[15] L.Ljung, "Asymptotic variances expressions for identified black-box transfer function modes", IEEE Trans. Automatic Control. pp. 834-844, 1985.

[16] L.Ljung and Z.D.Yuan, "Asymptotic properties of black-box identification of transfer functions", IEEE Trans. Autom. Control, vol. AC-30, pp. 514-530, 1985.

저 자 소 개



박 두 환 (朴斗煥)

1962년 6월 3일생. 1987년 동아대학교 전기공학과 졸업. 1991년 동 대학원 전기공학과 졸업(공학석사). 2000년 동 대학원 박사과정 수료.

Tel : 051) 811-7565
 Fax : 051) 811-7588
 E-mail : dhparkor@chol.com



지 석 준 (池錫俊)

1956년 9월 6일생. 1997년 8월 동아대 학교 산업대학원 전기공학과 졸업(공학석사). 2003년 2월 동아대학교 대학원 전기공학과 박사과정 수료. 현재 (주)한라레벨 대표이사

Tel : 051) 303-1841
 Fax : 051) 303-1843

E-mail : jsjiic@donga.ac.kr



이 준 탁 (李浚析)

1956년 11월 21일생 1979년 동아대학교 전기 제어공학과 졸업. 1981년 동 대학원 전기공학과 졸업(공학석사). 1988년 중앙대학교 대학원 전기공학과 졸업(공학박사), 1990년~현재 동아대학교 전기전자컴퓨터공학부 교수, 1983년~1985년 LG전자, 1997년 및 2002년 日本 Tsukuba University Visiting Professor

Tel : 051) 200-7740
 Fax : 051) 200-7743
 E-mail : jtlee@mail.donga.ac.kr