

WAVENET을 이용한 비선형 시스템의 제어

박 두 환⁺ · 김 경 업⁺⁺ · 이 준 탁⁺⁺⁺

Control of Nonlinear System using WAVENET

Doo-Hwan Park⁺, Kyung-Yup Kim⁺⁺ and Joon-Tark Lee⁺⁺⁺

Abstract : The helicopter system is non-linear and complex. Furthermore, because of absence of accurate mathematical model, it is difficult accurately to control its attitude. therefore, we propose a WAVENET control technique to control efficiently its elevation angle and azimuth one. Wavelet neural network(WAVENET) can construct systematically initial neural network as applying wavelet theory to feedforward network. It is proved through computer simulation that WAVENET has more excellent approximation capability than existing neural network. The simulation results using MATLAB are introduced.

Key words : System Identification, Wavelet, Morlet Wavelet Function, WAVENET

1. 서 론

모형 헬리콥터 시뮬레이터는 주DC모터의 회전속도에 의해 주 프로펠러의 항력을 조절할 수 있으며, 시뮬레이터의 꼬리부인 보조 DC모터의 회전속도로 비행의 진행방향을 제어할 수 있는 시스템이다[1,2]. 이 시스템은 불안정하고 비선형이 강한 다변수 시스템으로서 그 안정화 제어문제는 제어 공학자들에 의해 오래 전부터 연구되어 왔었다[3,4]. 그러나, 비선형성 시스템에 있어서는 다양한 동작 모드에 대응하는 정확한 수학적 모델을 얻기 어렵고, 얻어진 하더라도 주어진 비선형 모델에 대한 제어기의 설계는 만족스럽지 못한 경우가 많다. 일반적으로, 동작점 근방에서의 피드백 선형화를 통해 PID, LQ 제어 등의 고전 제어기법이나 무모델 제어가 가능한 Fuzzy 및 신경회로망, GA 등에 의한 다양한 지능제어 기법들도 제안되고 있다. 이들 기존 제어기의 대부분의 경우, 제어기의 설계 파라미터의 동정이 어렵고, 내,외부 외란이나 동작 모드들에 따른 제어기 파라미터들의 적응성이 저하되어 동작영역이 상이해지면 안정화 가능 영역이 협소해지고 시스템이 불안정하게 된다[5,6,7].

최근의 연구결과에 의하면, 신경회로망과 웨이블릿 분해(decomposition) 사이의 유사성에 기인하여 웨이블릿 이론과 신경회로망을 결합한 WAVENET이 여러 논

문에서 제안되고 있으며 기존의 신경회로망보다 우수한 근사 능력을 가진다는 것이 증명되고 있다[9,10].

따라서, 본 논문에서는 웨이블릿 신경회로망 제어를 비선형 시스템인 모형 헬리콥터 시뮬레이터에 적용하여 제안한 제어기의 건설성 및 그 우수성을 입증하고자 한다.

2. 헬리콥터의 수학적 모델링

2.1 헬리콥터의 동역학 방정식

그림 1은 모형 헬리콥터의 프로펠러 장치의 구성도를 나타내고 있다. 여기서 θ_1 은 수직각, θ_2 는 수평각(방위각), ω_1 은 Main Rotor의 각속도, ω_2 는 Tail Rotor의 각속도이다.

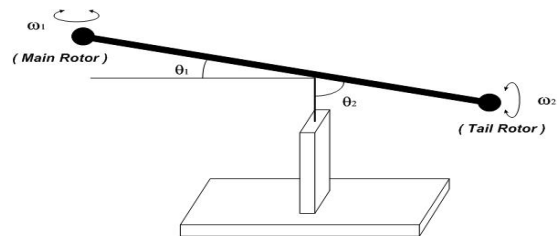


Fig. 1 Simulated Helicopter System

+ 책임저자(동의공업고등학교 전기제어과), E-mail:dhparkor@chol.com, Tel: 051)811-7565

++ 동아대학교 대학원 전기공학과 지능제어연구실, E-mail:kykimic@donga.ac.kr, Tel: 051)200-6951

+++ 동아대학교 전기공학과, E-mail:jtleee@mail.donga.ac.kr, Tel: 051)200-7740

헬리콥터의 동역학 방정식을 유도하기 위해 Lagrange 방정식과 힘의 평형 법칙을 이용하고, 헬리콥터의 양력은 Main Rotor 속도의 제곱에 비례하고, 헬리콥터의 속도가 Main Rotor의 속도에 비해서 훨씬 적다고 가정한다면 수직 평면 내에서의 헬리콥터에 작용하는 토크는 다음과 같다.

(단, 헬리콥터 속도에 의한 영향은 무시)

$$\begin{aligned} I\ddot{\theta}_1 = & K_{\omega 1}\omega_1^2 + \frac{1}{2}ml\dot{\theta}^2\sin\theta_1 - (C_{\theta 1}\text{sign}\dot{\theta}_1 + B_{\theta 1}\dot{\theta}_1) \\ & - mgl\sin\theta_1 + K_G\dot{\theta}_2\omega_1\cos\theta_1 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,

- $K_{\omega 1}$: 공기저항계수 $C_{\theta 1}$: 쿨롱 마찰 계수
- $B_{\theta 1}$: 점성 마찰계수 m : 질량
- g : 중력 가속도 l : Main Rotor 반경
- K_G : 자이로스코프이득
- I : 몸체관성모멘트

수평면에서의 토크의 방정식은 θ_2 각 방향에서 헬리콥터의 몸체에 작용하는 힘들을 고려하면 다음과 같이 된다.

$$I\sin\theta_1\ddot{\theta}_2 = K_2l_2\sin\theta_1\omega_2^2 - (C_{\theta 2}\text{sign}\dot{\theta}_2 + B_{\theta 2}\dot{\theta}_2) - \tau_r \quad (2)$$

식(2)에서 $K_2, C_{\theta 2}$ 및 $B_{\theta 2}$ 는 상수이며, l_2 는 Tail Rotor의 반경, τ_r 은 주전동기의 회전에 의한 반발 토크이며, 식(1)과 식(2)에서 θ_1 과 θ_2 는 ω_1 과 ω_2 에 의해서 결정된다.

2.2 주 및 보조 직류전동기의 수학적 모델

프로펠러 장치의 수학적 모델은 그림2와 같다. 헬리콥터에 장착된 주 및 보조 직류 전동기는 실제로 Main Rotor와 Tail Rotor를 구동하는 구동원이므로 입력전압 U_1 과 U_2 는 프로펠러를 구동하는 전동기들의 입력들이고 ω 는 각속도이며 전동기의 전달함수는 다음과 같이 모델링 한다.

$$\frac{\omega_j}{U_i} = \frac{1}{(T_{mi}s + 1)^2} \quad (i = 1, 2) \quad (3)$$

전동기의 각속도는 프로펠러의 수직인 팔에 J 만큼의 힘으로 작용함으로써 각축이 회전하게 된다. 각 운동량 보존의 법칙에 의해서 회전에 의한 각운동량은 프로펠러 지지대에 의해서 보상되며, 시스템은 비선형성을 지니고 있다. 즉 전체적인 시스템의 구성에 있어서 전동

기의 시정수가 기계적 부분의 시정수 보다 상대적으로 매우 빠르므로 전동기의 과도상태는 전체 시스템의 과도상태에 거의 영향을 미치지 않는다고 볼 수 있다.

그러므로 모델 파라미터들을 구하기 쉬운 간편한 형태로 만들기 위하여 각각의 전동기와 프로펠러를 결합하고 입력을 주었을 때의 추력의 변화를 정적으로 측정한다. 그러나, 응답속도가 기계적인 부분에 비해서 상당히 빠르다고 하더라도 시간 지연요소가 존재하게 되고 본 논문에서는 2차 시간 지연요소를 포함시켜서 모델링 하였다.

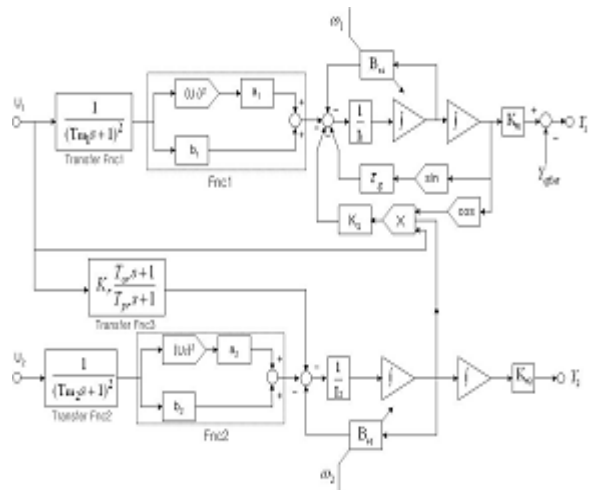


Fig. 2 Block Diagram of a Simulated Helicopter

2.3 시스템의 식별

본 연구에서는 시스템 파라미터를 구하기 힘든 복잡한 모델을 가정과 간략화를 통하여 단순한 모델로 변형시킨다. 그리고 구해진 수학적인 모델의 시스템 파라미터는 실험을 통하여 구하게 된다. 대표적인 시스템 파라미터를 구하는 과정을 아래의 세 단계로 나타내었다.

첫째, 두 모터의 전기적인 모델은 제어입력 u 에 따르는 추력의 2차 식과 딜레이(delay)로 간략화 하였다.

둘째, 상승·방위각의 동적 모델은 질량, 스프링(spring)과 댐퍼(damper)로 구성된 2차 전달함수로 가정하고, 질량관성모멘트와 마찰계수를 구하였다.

셋째, 반작용 토크 모델은 시스템 식별법의 한 방법인 black box model[8]을 이용하여 그 파라미터들을 구하였다.

시스템 식별결과는 표 1에 표시하였고, 시스템 식별 결과를 실제 시스템의 평형 조건과 비교함으로써 비선형 모델을 수정하였으며 그 결과 최종적인 수학적인 모델을 그림 3에 나타내었다.

Table 1 The parameter values obtained by system identification

	parameter	Elevation	Azimuth
1	중력토크(τ_g)	0.37534 Kg.m	
2	추력토크(τ_l)	$a_1 u_1^2 + b_1 u_1$ (a1=1.029, b1=0.0917)	$a_2 u_2^2 + b_2 u_2$ (a2=0.3234, b2=0.288)
3	모터딜레이(T_l)	0.3 sec	0.25 sec
4	관성모멘터(I_l)	0.00437 Kg.m ²	0.00414 Kg.m ²
5	마찰계수(B_l)	0.00184 Kg.m ² /s	0.00869 Kg.m ² /s
6	자이로계수(K_G)	0.147 Kg.m/s	
7	역토크(K_r)	0.015876 Kg.m	

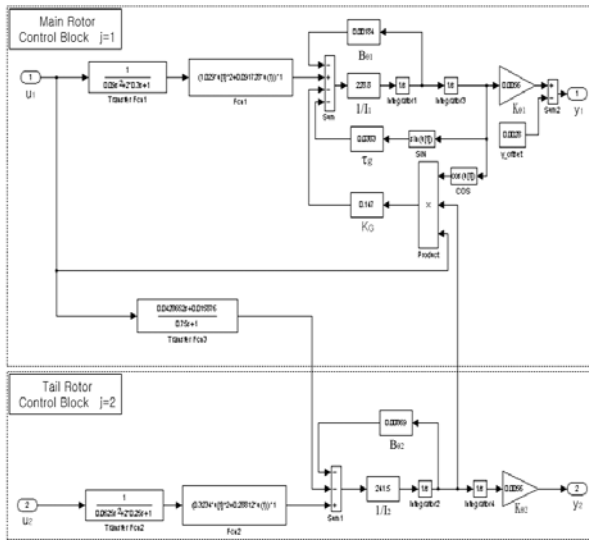


Fig. 3 Block diagram of Modeled Helicopter by system identification in Matlab

3. 제어기 설계

3.1 WAVENET 제어기

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

$$m(t) = \exp\left(-\frac{t-\beta}{\alpha}\right)^2 \cos 5\left(\frac{t-\beta}{\alpha}\right) \quad (4)$$

웨이브렛 이론과 신경망 이론의 기본개념의 결합으로 제안된 WAVENET이라 불리는 새로운 네트워크가 구성된다. WAVENET 알고리즘은 네트워크의 자기구성

과 오차의 최소화, 즉, 두가지 연산으로 구성되어진다.

첫 번째 과정에서는 대표적으로 적용되는 신경망 구조에 웨이브렛 함수를 사용함으로써 결정된다. 이 신경망은 점진적으로 은닉층을 늘여 주어진 표적에 의해 점유되는 시간-주파수 영역을 효과적이고 충분하게 다루게 된다. 동시에 신경망 파라미터들은 갱신되어, 이후의 처리과정에 편승된다. 두 번째 과정에서는, 순시 오차의 근사값이 GA에 기반한 최적 기법을 이용하여 최소화된다. 출력 함수는 허용조건과 대상에 충분히 근사한 네트워크를 만족해야 하며 네트워크 근사신호는 식 (5)에 의해 표시할 수 있다. 여기서 $h(t)$ 는 웨이브렛 창 함수이고 W_K 는 신경망의 가중치 계수이며, α_K 와 β_K 는 웨이브렛의 신축 및 이동 변수이다.

$$z_i(t) = r_i(t) \sum_{K=1}^N W_K h_{\alpha_K, \beta_K}(t) \quad (K=0 \sim 8) \quad (5)$$

WAVENET의 구성도를 그림 4에 나타내었다.

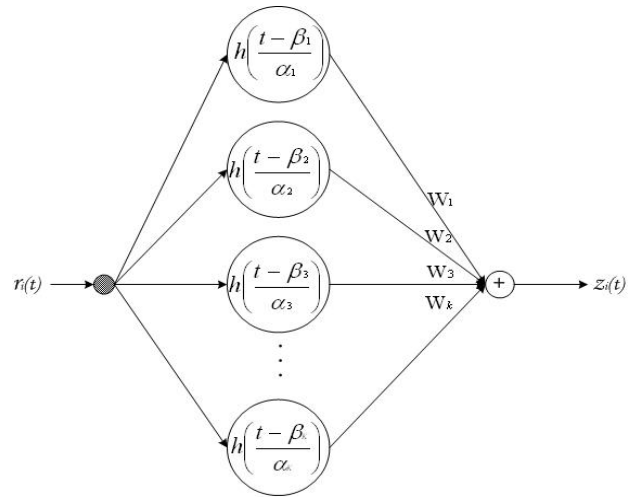


Fig. 4 Block Diagram of WAVENET

3.2 GA를 이용한 WAVENET의 설계

일반적으로 WAVENET의 구조는 입력층과 은닉층의 가중치에 해당하는 신축값과 뉴런의 임계값에 해당하는 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 5와 같다. 표 2는 본 논문에서 제안한 유전 알고리즘의 제어 파라미터를 나타내었다.

Table 2 Parameters of GA

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

4. 시뮬레이션 결과 및 고찰

표 2의 파라미터를 이용하여 Shannon Wavelet 함수를 기저함수로 사용하여 얻어진 GA-Wavenet 제어기의 성능은 그림 7과 같다. 이 때, 목표 상승각을 $\theta_1 = 5[^\circ]$, 목표 방위각을 $\theta_2 = 10[^\circ]$ 로 하였을 때의 스텝 응답을 구한 것이다. 수렴 영역 부근에서 계속 진동하는 것을 알 수 있다. 그리고, Morlet Wavelet 함수를 기저함수로 사용하여 얻어진 GA-Wavenet 제어기의 성능을 검증하기 위하여 목표 상승각을 $\theta_1 = 15[^\circ]$, 목표 방위각을 $\theta_2 = 20[^\circ]$ 로 하였을 때의 스텝 응답을 구한 결과를 그림 8에 나타내었다. 본 논문에서 제안한 Morlet Wavelet 함수를 기저함수로 사용한 결과가 Shannon Wavelet 함수를 기저함수로 사용한 결과에 비하여 정상 상태에는 빠르게 도달하였지만, 정상상태에서 큰 오버슈트와 진동현상을 보여주고 있다.

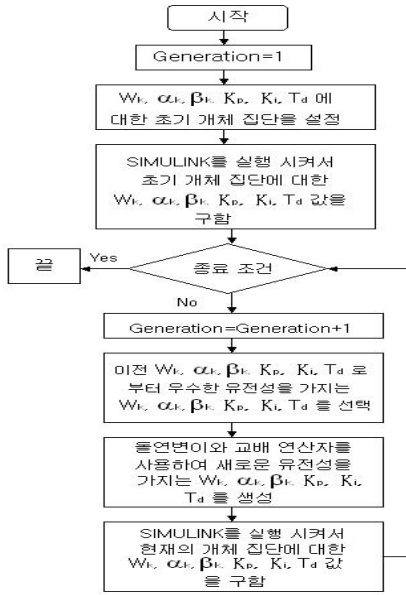


Fig. 5 Flow Chart of the Design Algorithm for WAVENET

그림 6은 본 논문에서 제안한 WAVENET제어기를 MATLAB의 SIMULINK로 나타낸 구성도이다. 이 제어기의 성능을 검증하기 위하여 기준입력 변화에 따른 추종성능에 관한 모의 실험을 하였다.

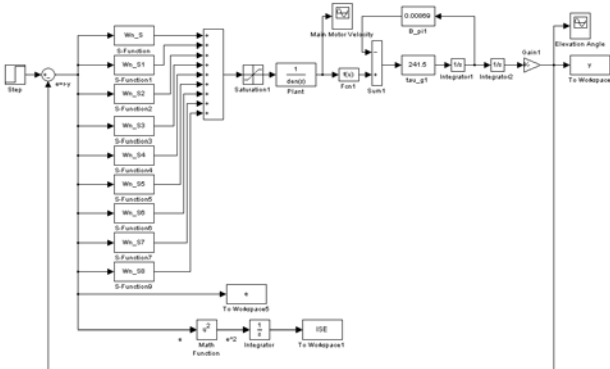
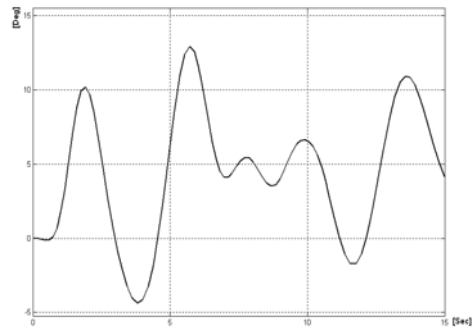
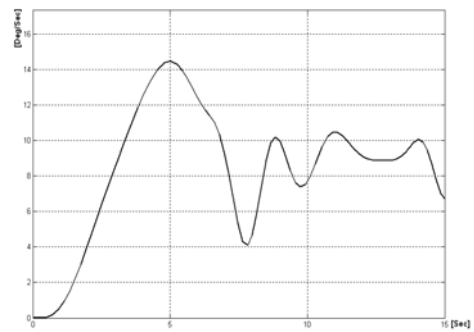


Fig. 6 Block Diagram of WAVENET in Matlab Simulink

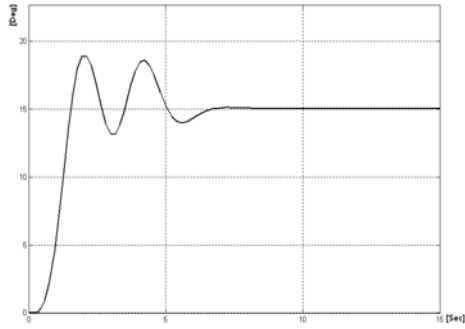


(a) Elevation Angle : $\theta_1 = 5^\circ$

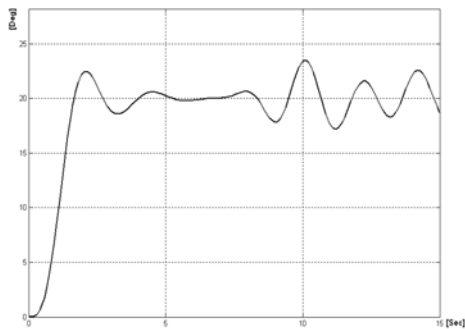


(b) Azimuth Angle : $\theta_2 = 10^\circ$

Fig. 7 Responses of GA-Wavenet Controller (Case with shannon wavelet)



(a) Elevation Angle : $\theta_1 = 15^\circ$



(b) Azimuth Angle : $\theta_2 = 20^\circ$

Fig. 8 Responses of GA-Wavenet Controller
(Case with Morlet wavelet)

4. 결론

본 논문에서는 대표적인 불안정 비선형 시스템으로 알려진 모형 헬리콥터의 정지 자세제어를 제어 목표로 하여 두 개의 프로펠러로 구성된 모형 헬리콥터 장치를 모델링하고 시뮬레이션을 행하였으며, 이를 위한 제어기 설계에 있어서 기존의 신경회로망보다 근사화 능력이 뛰어난 웨이브렛 신경회로망에서 신축과 이동을 최적으로 구성하고 학습시키는 유전 알고리즘을 이용하여 주어진 문제 해결에 적합한 신축과 이동 값을 결정 한 후에 웨이브넷 제어기로 모의 실험을 행하였다.

그리고 wavelet의 기저함수로 Shannon Wavelet 함수와 Morlet Wavelet 함수를 각각 사용하여 제어 성능을 비교하여 WAVENET제어기의 유효성을 확인하였다. 향후, 비선형 시스템에서 보다 우수한 제어 성능을 보이도록 웨이브넷에 사용한 적절한 웨이브렛 함수를 선택하여 실시간으로 직접 비선형 시스템을 제어하는 문제를 수행하여야 할 것이다.

참고문헌

- [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, pages 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] G. Lightbody, "Direct neural model reference adaptive control", IEE Prcc, Control Theory appl, vol. 142, No 2, pp. 661-657, 1995.
- [5] 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.
- [6] D. H. Park and J. T. Lee, "Attitude Control of Helicopter Simulator using Neural Network Based PID Controller", IEEE International Fuzzy Systems Conference Proceedings Vol. 1, pp. 465-469, 1999.
- [7] Collins, R., Jefferson, D., "Selection in Massively Parallel Genetic Algorithm", Proc. 4th International Conf. on Genetic Algorithms, Morgan-Kaufmann, pp. 249-256, 1991.
- [8] L.Ljung, "Asymptotic variances expressions for identified black-box transfer function modes", IEEE Trans. Automatic Control. pp. 834-844, 1985.
- [9] 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.
- [10] 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.