

헬리콥터 자세제어를 위한 뉴로 퍼지 제어기의 설계에 관한 연구

최 용선, 임 태우, 장 경원, 안 태천
 인공대학교 제어계측공학과 지능정보시스템 연구실

A Study on Design of Neuro-Fuzzy Controller for Attitude Control of Helicopter

Yongsun Choi, Taewoo Lim, Gungwon Jang, Taechon Ahn
 Control & Instrumentation Eng. Wonkwang Univ.

Abstract - This paper proposed to a neural network based fuzzy control (neuro-fuzzy control) technique for attitude control of helicopter with strongly dynamic nonlinearities and derived a helicopter aerodynamic torque equation of helicopter and the force balance equation. A neuro-fuzzy system is a back-propagation network that employs a feedforward algorithm for learning purpose. A neuro-fuzzy system is used to identify nonlinear dynamic systems. Hence, this paper presents methods for the design of a neural network(NN) based fuzzy controller(that is, neuro-fuzzy control) for a helicopter of nonlinear MIMO systems. The proposed neuro-fuzzy control determined to a input-output membership function in fuzzy control and neural networks constructed to improve through learning of input-output membership functions determined in fuzzy control.

1. 서 론

현재 세계적으로 헬리콥터는 구급 의료 헬리콥터등, 그 수용처의 개척이 계속되고 있으며 도시간의 여객 수송계획도 이미 본격적으로 추진되고 있다. 헬리콥터의 개량은 현재에도 끊임없이 계속되고 있으며 성능, 조종성, 안전성, 정비성 등 여러 면에서 향상되고 있다. 또한, 최근에는 군사 정찰용 및 화재감시, 교통량 감시, 외딴 지역의 보안 감시등의 목적으로 보다 적은 가격의 소형 무인 헬리콥터의 개발이 여러 나라에서 활발하게 이루어지고 있다. 무인 헬리콥터는 근본적으로 매우 불안정한 시스템으로서, 끊임없이 전후, 좌우로 기울거나 회전하려는 등 균형을 유지하기 어렵다. 기존의 제어 기법에 의한 무인 헬리콥터 제어는 항공역학이 포함된 시스템의 수학적 모델링이 필요하므로 그 구현이 매우 어렵다. 또한, 헬리콥터는 다중입출력(MIMO:Multi-Input Multi-Output) 시스템이면서 입출력 상호간에 연계성을 가지고 있기 때문에 제어기 구성이 용이하지 않고 특히 헬리콥터의 크기가 작아지면 공기의 왜란에 대해서 훨씬 민감하기 때문에 제어기의 설계가 어려워진다.[1] 무인 헬리콥터의 자세 제어기에 관한 연구로는 일본에서 개발하고 있는 자이로를 이용한 제어기와 독일에서 GPS를 이용한 연구가 진행되고 있다. 그러나 이들 연구는 모두 이론적인 도대에 의해서 개발되지 않고 실험적 자료에 주로 의존해서 개발되어 학문적으로 정제된 상황이었다. 본 논문은 무인 및 무선 헬리콥터를 구현하는데 필수적인 제어 기술인 공중정지비행(hovering)시 자세 안정 제어기의 인공 지능적인 제어기 개발하고 구현하였다. 무인 헬리콥터의 공중정지비행 자세 안정을 위해 퍼지제어 기반 제어구조를 연구하였고 이를 위한

신경회로망과 결합된 퍼지 제어기를 연구 개발하였다.

2. 헬리콥터의 뉴로 퍼지 제어기 설계

2.1 PID Control

비교를 위한 제어로서 비례적분 및 비례미분 제어기를 사용하였다. 무인 헬리콥터의 공중정지비행을 위한 제어기 설계를 위하여 실제 헬리콥터 조종전문가의 제어방법을 관찰하여 조종전문가의 제어방법을 모방하였다. 이를 바탕으로 기존 PD제어기를 이용하여 $u(t)$ 를 계산하고 헬리콥터의 이동상태를 관측한 후 제어신호를 계산하는 방법을 선택하였다. 무인 헬리콥터의 $[x \ y \ z]$ 이동방향 및 속도가 계산되면 아래와 같이 기존 PD제어방법을 이용하여 제어신호 $u(t)$ 를 계산한다.

$$\begin{aligned} Ref &= [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}] = 0 \\ e(t) &= [x \ y \ z] - Ref \\ de(t) &= \frac{e(t) - e(t-1)}{\Delta t} \end{aligned} \quad (1)$$

이고 제어신호 $u(t)$ 는

$$\begin{aligned} u(t) &= K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \\ t &: \text{샘플링 시간} \\ u(t) &: \text{제어입력의 크기} \end{aligned} \quad (2)$$

본 논문에서는 Rolling과 Pitching에 대해서는 $K_p=10$, $K_I=20$ 을 사용하였고 Yawing에 대해서는 $K_p=2$, $K_D=0.5$ 를 사용하였다. 이 값들은 수회의 실험을 통해서 가장 성능이 좋은 것을 선택하였다. 각각의 제어기는 PI와 PD제어기이지만 전체적으로 말해서 이를 편의상 PID제어기라 한다.

2.2 Fuzzy Control

본 논문에서는 헬리콥터의 3축에 대한 회전각 즉, Rolling, Pitching, Yawing의 퍼지 제어를 하였으며 그 제어규칙은 상식적인 범위 안에서 설정하였다. 또한 규칙의 수가 많을수록 제어성능을 높일 수 있으나 계산시간의 제약 때문에 많은 규칙을 사용하지 않았다. 헬리콥터의 고도는 일정하다는 가정하에서 rolling과 pitching은 수평에 대한 기울어짐을 나타내는 것으로 두 가지의 동특성에는 크게 차이가 없다. 따라서 동일한 제어 규칙을 적용하였다. 또한 작은 각의 범위안에서 제어가 이루어져야 하므로 측정한계를 고려할 때 더 많은 제어규칙을 사용하는 것은 무의미하다. 따라서 시뮬레이션에 사용된 제어규칙은 다음과 같고 이 규칙은 매우 상식적인 범위에서 설정하였다.

피치 변수의 결정은 헬리콥터의 기준입력에 대한 오차와 시간에 대한 변화율을 아래의 수식과 같이 2변수를 퍼지제어기의 입력으로 사용하게 된다.[2][3]

$$\begin{aligned} E &= Ref - \text{Pitching출력} \quad , \quad E = Ref - \text{Rolling angle출력} \\ \Delta E &= \text{Pitching 또는 Rolling 출력의 시간에 따른 변화율} \end{aligned}$$

여기서, Ref는 matlab상에서 -10 deg에서 10 deg사이에서 랜덤하게 변화하여 얻어진 값을 사용하였다.

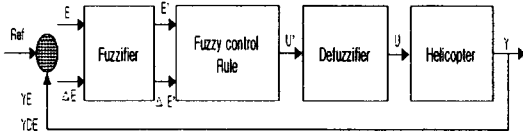


그림 1. 전체 Fuzzy Control 시스템의 블록선도

- E : pitching, rolling, yawing 각의 오차
- ΔE : pitching, rolling, yawing 각의 시간에 따른 변화율
- E' : E의 퍼지 집합 $\Delta E'$: ΔE 의 퍼지 집합
- U : U의 퍼지 집합 U : 퍼지제어기 출력
- Y : pitching, rolling, yawing 출력
- YE : pitching, rolling, yawing 출력의 오차
- YDE : Y 출력의 시간에 따른 변화율

2.3 Neuro-Fuzzy Control

NFC는 기존의 퍼지 논리시스템에 신경망의 학습능력을 도입한 것이다. 뉴로 퍼지 시스템이 전통적인 FIS(Fuzzy Inference System)와 다른 점은 FIS의 구조와 파라미터를 학습 알고리즘을 기반으로 가변시킬 수 있다는 점이다. 구조를 학습한다는 것은 입력변수의 개수나 전체집합의 분할(partition) 그리고 규칙의 개수 등을 결정·학습시킨다는 것이고 파라미터를 학습한다는 것은 소속함수(membership function, MF)의 중심, 기울기 등과 파라미터화 시킨 퍼지연결, 그리고 퍼지규칙의 이득등을 학습시키는 것이다. [2][3][4]

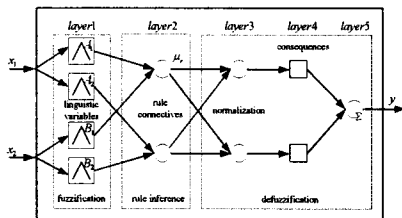


그림 2. Neuro Fuzzy 추론 시스템

퍼지 논리 추론 시스템은 그림 2와 같은 5층 뉴럴 네트워크로 충족될 수 있다. 이 형태의 구조는 뉴럴 퍼지 추론 시스템 중에서 가장 일반적인 것이고 이것의 퍼지 규칙은 다음과 같다.

- Rule 1 : IF x_1 is A_1 AND x_2 is B_1 , THEN y is z_1
- Rule 2 : IF x_1 is A_2 AND x_2 is B_2 , THEN y is z_2

이것은 단지 두 개가 입력 x_1 과 x_2 , 하나의 출력 y 를 가지는 시스템을 고려한 것이다. 게다가 규칙 베이스는 오직 두 개의 퍼지 규칙만을 포함하고 있다. 각각의 층의 기능을 설명하면 다음과 같다.

Layer 1. Fuzzification

이 층은 언어적인 변수들로 구성된다. crisp 입력 x_1 과 x_2 는 언어적인 변수 A_i 와 B_i 의 소속 함수를 사용함에 의해서 퍼지화 된다. 일반적으로 삼각형, 사다리꼴 형, 종형 소속함수가 사용된다. 한 예로서, 종형 소속함수는 다음과 같이 정의된다.

$$u_c(x) = \exp\left\{-\frac{\|x - c_c\|^2}{\sigma_c^2}\right\} \quad (3)$$

여기서, C 는 퍼지 집합, c_c 는 C 의 중심, σ_c 는 폭(너비)이다.

Layer2. Rule nodes

두 번째 층은 각각의 퍼지 if-then 규칙당 하나의 node를 가진다. 각각의 규칙 노드는 전반부 규칙(if 부분) 사이의 연결 동작을 수행한다. 일반적으로, 최소값(minimum) 또는 내적(dot product)이 AND 연산에 사용된다. OR 연산은 일반적으로 최대값(maximum) 연산을 사용하여 수행된다. 이 예제의 경우, 퍼지 규칙들의 점화강도(firing strength) α_i 는 다음 식에 의해서 계산된다.

$$\alpha_i = \min\{u_{A_i}(x_1), u_{B_i}(x_2)\} \quad (4)$$

Layer 3. Normalization

이 층에서, 퍼지 규칙들의 점화강도는 다음 식에 의해서 정규화 된다.

$$\alpha^* = \frac{\alpha_r}{\sum_{i=0}^m \alpha_i} \quad (5)$$

Layer 4. Consequence layer

이 층은 싱글톤인 후반부 퍼지 라벨 z_i 와 관련된다. 싱글톤의 값은 다음 식에 의해서 정규화된 점화강도와 곱해진다.

$$y_r = \sum_{i=0}^m z_i \alpha^* \quad (6)$$

Layer 5. Summation

이 층은 입력되는 신호들을 합함으로써 전체 출력을 계산한다.

$$y = \sum_{i=0}^m y_r \quad (7)$$

3. 시뮬레이션

Table 1. Parameter of Helicopter

변수	값	변수	값
g/m	0.01 (kg/m^3)	e	0.01 (m)
g/n	0.005 (kg/m^3)	d	0.22 (m)
r_m	0.78 (m)	l	0.96 (m)
r_r	0.135 (m)	Ω	2400 (rpm)

뉴로 퍼지제어기의 강점은 모델에 대한 정확한 수학적 인식이 없이도 설계가 가능하다는 데 있다. 이 강점은 본 논문에서와 같이 수학적인 모델링이 불가능한 시스템을 전문가의 경험적인 지식으로 언어적인 규칙을 세우고 그것을 퍼지함수로 표현하여 추론하고 비퍼지화 과정을 거쳐서 제어입력으로 사용할 수 있다는 것이다.

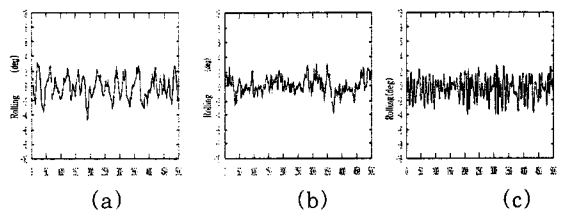


그림 3. Rolling각의: (a) PID 제어 $\sigma^2=2.34$, (b) 퍼지제어 $\sigma^2=1.38$, (c) Neuro-Fuzzy 제어 $\sigma^2=0.68$

Rolling의 경우 PID 제어에서는 -5 deg에서 5 deg 사이에서 안정화가 이루어지고 있고 분산값은 2.34이고 퍼지제어에서는 -3 deg에서 3 deg 사이에서 안정화가 이루어지고 있으며 분산은 1.38이며, 뉴로 퍼지제어에서는 -3 deg에서 2deg 사이에서 안정화가 이루어지고 있으며 분산은 0.68이다.

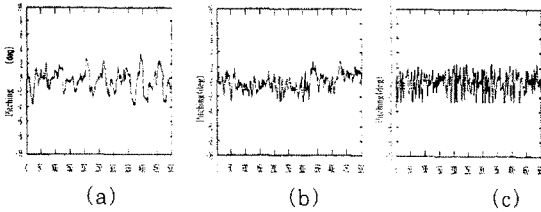


그림 4. Pitching각의: (a) PID 제어 $\sigma^2=2.13$, (b) 퍼지제어 $\sigma^2=1.54$, (c) Neuro-Fuzzy 제어 $\sigma^2=0.56$

Pitching의 경우 PID제어에서는 -4 deg에서 4 deg 사이에서 안정화가 이루어지고 있고 분산값은 2.13이며 퍼지제어에서는 -3 deg에서 3 deg 사이에서 안정화가 이루어지고 있으면 분산은 1.54이다. 뉴로 퍼지 제어에서는 -1 deg에서 1 deg 사이에서 안정화가 이루어지고 있으며 분산은 0.56이다.

두 경우 모두 뉴로 퍼지제어의 경우가 퍼지 및 PID제어의 경우보다 더 많이 진동하고 있는데 이는 외란에 대해서 빠른 복구를 하기 때문이다. 한편 두 경우 모두 약 -5 deg에서 5deg 사이에서 제어가 되고 있으므로 각의 측정치는 측정범위 안에 충분히 들어간다.

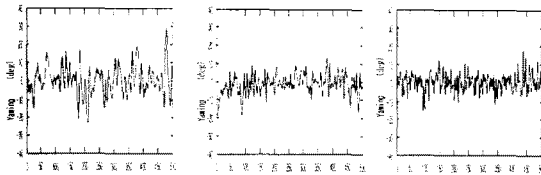


그림 5. Yawing각의: (a)PID 제어 $\sigma^2=64.6$, (b)퍼지제어 $\sigma^2=33.7$, (c)Neuro-Fuzzy 제어 $\sigma^2=18.4$

Yawing의 시뮬레이션 결과는 PID제어의 경우가 -25deg에서 30deg 사이에서 안정화되는데 반해 퍼지제어의 경우는 -20deg에서 15deg 범위안에 있다. 이에 반해서 뉴로 퍼지제어의 경우는 -10 deg에서 15 deg 범위 안에서 안정화되고 있다. Yawing은 양의 방향과 음의 방향의 동특성이 서로 다르기 때문에 시뮬레이션 결과에서도 서로 대칭을 이루지 못함을 알 수 있다. 한편 PID와 퍼지 제어에 대해서 분산은 각각 64.6과 33.7이고 뉴로 퍼지의 경우 18.4이다. Rolling과 Pitching 모두 뉴로 퍼지제어를 한 경우가 분산값이 더 작고 좀 더 좋은 성능을 보여주고 있다.

Table 2. PID, 퍼지 및 뉴로 퍼지제어의 분산값(Standard Distribution)의 비교

분산값	Pitching	Rolling	Yawing
PID 제어	2.13	2.34	64.6
퍼지 제어	1.54	1.38	33.7
뉴로 퍼지 제어	0.56	0.68	18.4

다음 그림 6는 앞의 시뮬레이션 방법인 roll, pitch, yaw를 랜덤하게 변화하게 했던 결과를 보았던 것과는 달리 roll과 pitch의 초기자세를 10(deg)로 했을 때와 yaw를 -10(deg)로 했을 때의 각각의 제어방식에 따른

시스템 응답을 시뮬레이션 하였다.

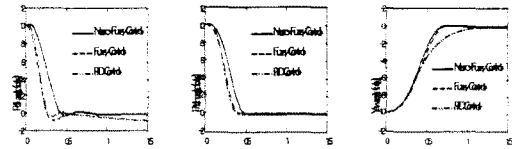


그림 6. (a)Roll angle(deg), (b)Pitch angle(deg), (c)Yaw angle(deg)에 대한 시스템의 단위응답 비교

그림 6를 보면 알 수 있듯이 roll과 pitch은 뉴로-퍼지제어의 경우가 퍼지제어나 PID제어와 같이 음의 값을 가지고 양으면서 다소 수렴 속도가 늦더라도 정확하게 zero에 수렴함을 알 수 있다. 또한 퍼지 제어의 경우가 PID제어의 경우보다 보다 정확하게 zero에 수렴함을 알 수 있다. yaw은 뉴로-퍼지제어의 경우가 PID제어와 퍼지제어보다 정확하게 zero에 수렴하고 수렴속도도 빠르다는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서 제안한 뉴로 퍼지의 경우가 퍼지 제어의 경우보다 좋은 성능을 보여주고 있다. 이는 본 논문에서 제안한 뉴로 퍼지 제어가 더 다양한 상황에 대해서 알맞은 제어입력을 주기 때문이다. 한편 제어규칙 및 학습을 늘림으로써 더욱 좋은 성능을 얻을 수 있으나 본 시뮬레이션에서는 계산 시간의 제약 때문에 규칙 및 학습을 더 늘리지 못했다.

본 논문은 지능적인 헬리콥터 공중정지비행 자세 제어를 설계하기 위한 새로운 접근법인 뉴로 퍼지 제어에 대해서 연구하였고 제안했다. 이 연구는 헬리콥터 자세 제어기의 설계에서 발생하는 비선형성과 수학적인 모델링이 어려운 MIMO 헬리콥터 시스템의 문제를 풀기 위해서 뉴럴 네트워크 제어(신경망 이론)와 퍼지 제어를 결합한 뉴로 퍼지 제어를 사용하였다. 이 방법은 불확실하고 수학적인 모델링이 정확하지 않거나 불가능한 복잡한 헬리콥터 시스템을 위한 지능적인 제어기를 설계하는데 아주 효과적인 제어방법이다. 그러나 실제 헬리콥터에 본 논문에서 제안한 공중정지비행 자세 제어기를 적용하려면 좀더 다양한 연구 작업들이 앞으로 수행되어야만 한다. 즉, 헬리콥터 모형 시뮬레이터와 같은 시스템상에서 설계된 제어기에 대한 성능 시험을 하고 나서, 실제로 자세 제어기를 하드웨어적으로 구현하여 헬리콥터의 공중정지비행 자세에서 제어기의 성능을 시험해야 한다. 시험 결과에 따라서, 제어기를 수정하고 개선하는 과정이 필요하게 될 것이다.

무인 헬리콥터를 개발하기 위해서는 공중정지비행 자세 제어를 완전히 실행한 후에 좀더 진보적인 기술인 전진 및 후진, 상승과 하강, 선회 등의 제어에 관한 강건한 제어기술의 연구가 수행되어야만 할 것이다.

(참 고 문 헌)

- [1] A.R.S. Branwll, *Helicopter Dynamics*, Edward Arnold Press, 1976
- [2] Brahamananda Panda, Inderjit chopra, "Flap-lag-torsion Stability in Forward Flight", J. of AHS, Oct. 1985.
- [3] A.J. Fossad, "Helicopter Control Law Based on Sliding Mode with Model Following", Int. J. Control, Vol. 48, No. 5, 1221~1235.
- [4] C. M. Dorling and A. S. Zinober, "Robust Hyperplane Design in Multivarialbe Variable Structure Control Systems", Int. J. Control, Vol. 48, No. 5, 2043~2054