

퍼지 동조 PID 제어를 이용한 모형 헬리콥터의 개선된 3자유도 자세제어

박문수\*, 박덕기\*, 정원재\*, 김병두\*, 홍석교\*\*  
 \*아주대학교 전자공학과, \*\*아주대학교 전자공학부

Improved 3-DOF Attitude Control of a Model Helicopter  
 using Fuzzy-Tuning PID Controller

Mun-soo Park\*, Duck-gee Park\*, Won-jae Jung\*, Byung-do Kim\*, Suk-kyo Hong\*\*  
 \*Dept. of Electronics Eng. Ajou Univ. \*\*School of Electronics Eng. Ajou Univ.

**Abstract** - This paper describes the application of a fuzzy-tuning PID controller to a 3-DOF attitude control of a small model helicopter in hover for the compensation effects between each axis and system uncertainties due to the variation of engine RPM. A Low-level PID controller is designed by Ziegler-Nichols method and its gains are tuned by a high-level fuzzy system based on error states and its time derivatives. The experimental results show that the attitude control performance of fuzzy-tuning PID controller is improved comparing with that of a Ziegler-Nichols PID controller and fuzzy controller.

PID 제어를 구현하였다. 또한 상태 오차와 오차 변화율을 바탕으로 제어입력을 산출하는 퍼지 제어기 및 Ziegler-Nichols 방법에 의한 PID 제어기와 퍼지 동조 PID 제어기의 엔진 회전속도에 따른 제어 성능을 실험 통해 비교하였다.

1. 서 론

헬리콥터는 고정익기와 달리 수직 이착륙 및 정지비행이 가능할 뿐 아니라, 동력학적 운동특성이 타 비행체에 비해 매우 뛰어나다. 무인 헬리콥터는 이러한 장점을 이용하여 사람의 접근이 어려운 지역의 탐사, 촬영, 정보 수집, 조난자 구조 및 운송 등에 이용될 수 있으며, 그 외에도 비료와 농약 살포 등의 목적으로도 효과적으로 활용할 수 있다. 모형 헬리콥터를 이용한 무인 헬리콥터의 개발에 관한 연구는 90년대 초반에 시작하여 현재까지도 활발히 진행중이다[1][2][3][4]. 그러나 실제 헬리콥터와 많은 부분에서 동일한 특성을 갖는 모형 헬리콥터는 병진운동 및 회전운동에서의 간섭이 심한 비선형 다중 입·출력 시스템으로, 특히 엔진의 회전 속도에 따른 시스템 파라미터의 변화가 심하고, 또한 그 크기가 작아 돌풍과 같은 외란의 영향에 민감하여 실제 헬리콥터보다 훨씬 제어하기가 어렵다. 따라서 무인 헬리콥터를 특정용도에 효율적으로 사용하기 위해서는 이러한 시스템의 변화 및 외부요인에 대해 강한 정지비행 자세제어기가 필요하다.

정지비행시의 모형 헬리콥터는 외란이 없고 엔진의 회전 속도가 고정되어 있다고 가정하면, 롤-피치-요 3축간의 상호간섭을 무시할 수 있다. 따라서 이러한 경우, 모형 헬리콥터를 3개의 단일 입·출력 시스템으로 근사함으로써 PID 제어를 이용한 정지비행 자세제어가 가능하다. 그러나 실제 모형 헬리콥터는 엔진 회전속도 및 외란에 의해 시스템 파라미터가 변하므로 이에 대해 PID 제어기의 이득을 조정함으로써 강한 제어를 구현할 수 있다.

본 논문에서는 모형 헬리콥터의 3자유도 정지비행 자세제어를 수행하는데 있어, 각 축에 대해 독립된 단일 입·출력 시스템으로 근사하여 Ziegler-Nichols 방법에 의한 PID 제어를 설계하고, 엔진 회전 속도 및 외란 등에 의한 시스템 파라미터의 변화에 대응하기 위해, 모형 헬리콥터의 상태를 파악하여 이에 상응하는 규칙을 정하고 퍼지 연산을 통하여 자동으로 PID 제어기의 비례 이득, 적분 이득 및 미분 이득을 조정하는 퍼지 동조

2. 본 론

2.1 모형 헬리콥터

정지비행 자세제어를 위한 모형 헬리콥터 시스템은 서보 모터를 통해 가해지는 4개의 입력과 6개의 각도 및 각속도 출력을 갖는 시스템으로 표현할 수 있다.

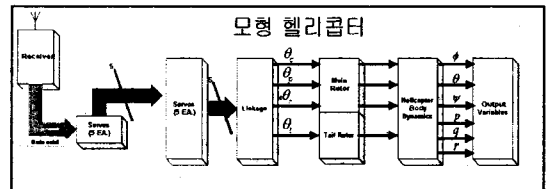


그림 1. 3자유도 모형 헬리콥터

여기서,  $\theta_c, \theta_p, \theta_r, \theta_t$ 는 각각 메인로터의 콜렉티브 피치, 종방향 및 횡방향의 사이클릭 피치와 테일로터 피치이고,  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ 은 각각 롤, 피치, 요축의 각도와 각속도를 나타낸다.

2.1.1 시스템 모델

그림1과 같이 3자유도 자세제어를 위한 모형 헬리콥터 시스템은 각각의 입력에 대한 X, Y, Z(롤, 피치, 요) 축에서의 회전 및 회전속도로 표현되는 다중 입·출력 시스템이다. 그러나, 정지비행하는 헬리콥터는 외란이 적고, 엔진 회전속도가 일정하다고 가정한다면, 각 축간의 상호간섭을 무시할 수 있다. 따라서, 그림2와 같이 독립된 3개의 부 시스템으로 근사할 수 있다.

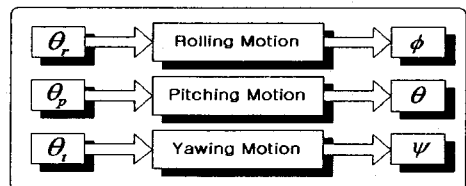


그림 2. 모형 헬리콥터의 3자유도 근사모델

본 논문에서는 롤과 피치축에 대해서는 2차로, 요축에 대해서는 1차로 근사하였다. 또한 근사 모델의 파라미터들은 실험을 통하여 얻은 입력력 데이터(엔진 RPM: 1200일 때)로부터 최소사승법을 이용하여 값을 구하였다.

## 2.2 퍼지 동조 PID 제어기

외란이 적고 엔진 RPM이 고정되어있는 경우, 각각의 근사 모델에 대해 PID 제어를 적용함으로써 모형 헬리콥터의 3자유도 자세제어가 가능하다. 그러나 실제 모형 헬리콥터는 엔진 회전속도 및 외란에 의한 파라미터의 변화가 심하다. 따라서 본 논문에서는 모형 헬리콥터의 현재 상태에 상응하는 규칙을 토대로 퍼지 연산을 통하여 이득을 자동으로 조정하는 퍼지 동조 PID 제어를 적용함으로써 외란 및 시스템 파라미터의 변화를 극복하는 3자유도 자세제어를 구현하였다.

### 2.2.1 PID 제어기

본 논문에서는 실시간으로 PID 제어기의 이득을 조정하기 위해 다음과 같은 구조의 PID 제어기를 적용하였다.

$$G_c(s) = K_p \left( 1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (1)$$

여기서,  $T_i = K_p / K_i$ 이고,  $T_d = K_d / K_p$ 이다.  $T_i$ 와  $T_d$ 는 각각 적분 및 미분 시상수를 나타낸다. 따라서 이산시간에서의 PID 제어기는 다음과 같이 표현된다.

$$u(k) = K_p e(k) + K_i T_s \sum_{l=0}^k e(l) + \frac{K_d}{T_s} \Delta e(k) \quad (2)$$

여기서,  $u(k)$ 와  $T_s$ 는 제어입력과 표본시간이고,  $e(k)$ 는 출력과 기준입력과의 차를 나타낸다. 퍼지 시스템을 사용하여 식(2)에서의  $K_p, K_d, K_i$ 를 조절함으로써 시스템의 변화에 대해 원하는 제어성능을 얻을 수 있다.

### 2.2.2 퍼지추론에 의한 PID 이득 조정

퍼지 이득 조정기를 포함한 PID 제어기의 구조는 그림3과 같다.

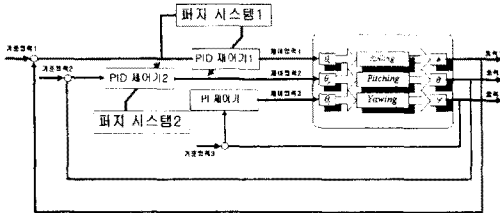


그림 3. 퍼지 동조 PID 제어기

퍼지 시스템1과 PID 제어기1은 롤축을 제어하기 위한 것이고, 퍼지 시스템2와 PID 제어기2는 피치축을 제어하기 위한 것이다. 요측은 PI 제어기만을 사용한다. PID 제어기1,2의 이득  $K_p, K_d$ 는 그 크기를  $[K_{p \min}, K_{p \max}]$ 와  $[K_{d \min}, K_{d \max}]$ 로 제한하고, 식(3)과 같이 정규화한다.

$$\begin{aligned} K_p' &= (K_p - K_{p \min}) / (K_{p \max} - K_{p \min}) \\ K_d' &= (K_d - K_{d \min}) / (K_{d \max} - K_{d \min}) \end{aligned} \quad (3)$$

또한 적분 시상수는 미분 시상수를 사용하여 다음과 같이 정의한다.

$$T_i = \alpha T_d \quad (4)$$

본 논문에서 사용된 퍼지 시스템1,2의 파라미터는 각각 다음과 같다.

표 1. 퍼지 시스템1,2의 파라미터

	PID 제어기1	PID 제어기2
$[K_{p \min}, K_{p \max}]$	{3.52, 6.6}	{2.56, 4.8}
$[K_{d \min}, K_{d \max}]$	{0.5368, 1.0065}	{0.4928, 0.9240}

또한, 퍼지 시스템의 출력  $K_p', K_d', \alpha$ 로부터 제어기의 이득은 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} K_p &= (K_{p \max} - K_{p \min}) K_p' + K_{p \min} \\ K_d &= (K_{d \max} - K_{d \min}) K_d' + K_{d \min} \\ K_i &= K_p^2 / (\alpha K_d) \end{aligned} \quad (5)$$

퍼지 시스템1,2의 입력과 출력의 소속함수 및 규칙기반은 동일하며 각각 다음과 같다.

#### 소속함수

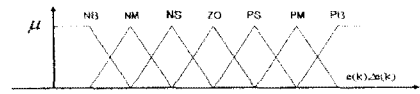


그림 4.  $e(k)$ 와  $\Delta e(k)$ 의 소속함수

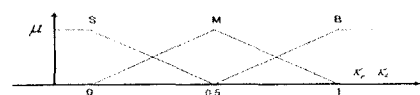


그림 5.  $K_p'$ 과  $K_d'$ 의 소속함수

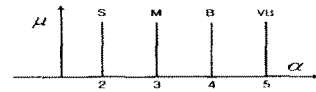


그림 6.  $\alpha$ 의 소속함수

#### 규칙기반

표 2.  $K_p'$ 의 규칙기반

$K_p'$	$\Delta e(k)$						
	NB	NM	NS	ZR	PS	PM	PB
$e(k)$	NB	M	B	B	B	B	M
	NM	S	M	B	B	M	S
	NS	S	S	M	B	M	S
	ZR	S	S	M	B	M	S
	PS	S	S	M	B	M	S
	PM	S	M	M	B	B	S
	PB	M	B	B	B	B	M

표 3.  $K_d'$ 의 규칙기반

$K_d'$	$\Delta e(k)$						
	NB	NM	NS	ZR	PS	PM	PB
$e(k)$	NB	M	S	S	S	S	M
	NM	M	M	S	S	M	M
	NS	B	M	M	M	B	B
	ZR	B	B	B	B	B	B
	PS	B	B	M	M	M	B
	PM	M	M	S	S	S	M
	PB	M	S	S	S	S	M

표 4.  $\alpha$ 의 규칙기반

$\alpha$	$\Delta e(k)$							
	NB	NM	NS	ZR	PS	PM	PB	
$e(k)$	NB	2	2	2	2	2	2	2
	NM	3	3	2	2	2	3	3
	NS	4	3	3	2	3	3	4
	ZR	5	4	3	3	3	4	5
	PS	4	3	3	2	3	3	4
	PM	3	3	2	2	2	3	3
	PB	2	2	2	2	2	2	2

### 2.3 실험결과 및 고찰

본 논문에서는 퍼지 동조 PID 제어를 이용한 모형 헬리콥터의 3 자유도 자세제어를 위해 3자유도를 갖는 짐벌 시스템을 제작하고 그 위에 모형 헬리콥터를 부착하여 실험장치를 구성하였다.

#### 2.3.1 실험장치 구성

그림7은 실험장치로서 3자유도 짐벌에 부착된 모형 헬리콥터 시스템이다.

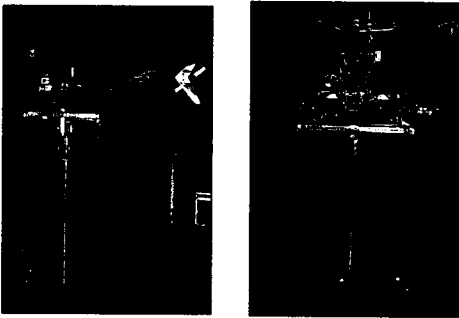


그림 7. 3자유도 짐벌에 부착된 모형 헬리콥터

3자유도 짐벌에는 모형헬리콥터의 자세를 측정하기 위해 엔코더를 부착하였다. 그림8은 실험을 위한 전체 시스템의 블록도를 나타낸다.

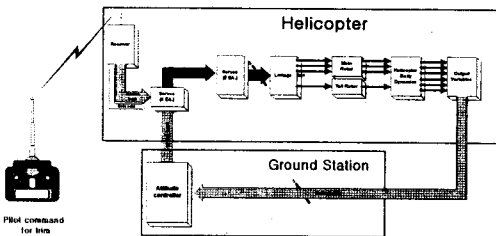


그림 8. 전체 시스템의 블록도

시동 후 트림상태에 도달하기까지는 파일럿에 의해 조종되어야 한다. 따라서 트림상태 도달 후, 모형 헬리콥터에 장착된 스위칭 보드를 통해 파일럿의 조종과 구현된 제어기의 조종을 전환한다.

#### 2.3.2 실험결과

퍼지 동조 PID 제어기의 성능을 확인하기 위해 엔진 RPM의 변화에 따른 제어기의 성능을 비교하였다. 엔진 거버너를 사용하여 엔진 RPM을 1000과 1200으로 설정하여 실험을 수행하였다. 퍼지 동조 PID 제어기, Ziegler-Nichols PID 제어기와 퍼지 제어기의 성능을 비교하기 위해 실험결과를 그림9와 10에 각각 도시하였다. 그림에서 굵은 실선은 퍼지 동조 PID 제어기, 실선은 PID 제어기, 점선은 fuzzy 제어기에 해당한다. 엔진 RPM이 1000인 경우에 PID 및 퍼지 제어기의 성능은

1200인 경우에 비해 훨씬 나빠지는 반면, 퍼지 동조 PID 제어기는 두 경우에 대해 비교적 안정적인 성능을 보임을 확인할 수 있다.

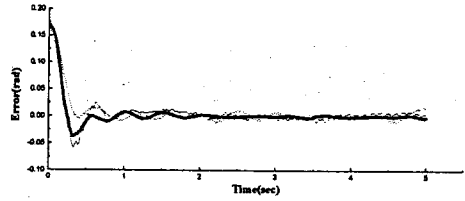


그림 9. 엔진 RPM 1200일 때,

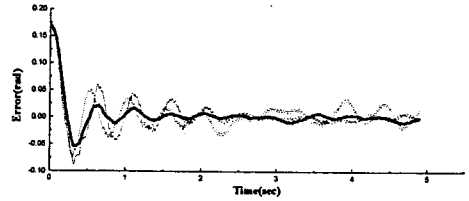


그림 10. 엔진 RPM 1000일 때.

## 3. 결 론

정지 비행 시의 모형 헬리콥터는 롤, 피치, 요 3축의 동력학적 특성을 서로 독립된 시스템으로 근사할 수 있고, 각각에 대해 PID와 같은 간단한 제어기를 적용함으로써 3자유도 자세 제어를 할 수 있다. 그러나, 엔진 RPM의 변화 및 외란 등에 의한 시스템 파라미터의 심한 변동으로 제어 성능의 저하된다. 따라서 이를 극복하기 위해 시스템의 현재 상태를 바탕으로 제어기의 이득을 자동 조정하는 퍼지 동조 PID 제어기를 사용한 결과, 향상된 정지비행 자세제어 성능을 실험을 통해 확인할 수 있었다. 본 연구 결과를 바탕으로, 시스템의 변화에 적용하는 제어기가 보다 절실히 요구되는 6자유도 정지비행 자세제어의 성능 향상을 위한 연구를 수행할 계획이다.

#### (참 고 문 헌)

- [1] R. D. Murphy, K. S. Narendra, "Design of Helicopter Stabilization Systems Using Optimal Control Theory", Journal of Aircraft, Vol. 6, No. 3, March 1976
- [2] K. Furuta and T. Shitsuki, "Training Simulator of Radio Control Helicopter", 10<sup>th</sup> IMACS World Congress on System Simulation and Scientific Computation
- [3] J. C. Morris, M. van Nieuwstadt, and P. Bendotti, "Identification and Control of a Model Helicopter in Hover", Proceedings of the American Control Conference, Baltimore, MD June 1994, pp.1238-1242
- [4] B. Mettler, M. B. Tischler, T. Kanade, "System Identification of Small-Size Unmanned Helicopter Dynamics", Americal Helicopter Society 55<sup>th</sup> Forum, Montreal, Quebec, Canada, May 1999
- [5] C. J. Maday, "Feedback Control Systems for Time Response", Instrument Society of America.
- [7] K. Astrom and T. Hagglund, "PID Controllers: Theory, Design, and Tuning",
- [6] K. J. Astrom and T. Hagglund, "Automatic Tuning of PID Controllers", Instrument Society of America.