

## GA-PID 제어를 이용한 헬리콥터 시스템의 자세 제어

박두환† · 정상규\* · 이준탁\*\*

(원고접수일 : 2004년 1월 18일, 심사완료일 : 2004년 4월 2일)

### Attitude Control of Helicopter Simulator System Using GA-PID Controller

Doo-Hwan Park† · Sang-Kyu Sung\* · Joon-Tark Lee\*\*

**Abstract :** The Helicopter system has a non-linearity and complexity. Furthermore, because of absence of its correct mathematical model, it is difficult to control accurately its attitudes for elevation angle and azimuth one. Therefore, we proposed a GA-PID control technique to control these angles efficiently. The proposed GA-PID controller can systematically generate optimal PID parameters by applying GA theory to a helicopter attitude control system. Through the computer simulation, the GA-PID technique shows better attitude control characteristic than traditional PID control technique.

**Key words :** Helicopter Simulator(모형 헬리콥터), System Identification(시스템 동정), Genetic Algorithm(GA : 유전 알고리즘), GA-PID controller(GA-PID제어기), Attitude control(자세제어)

#### 1. 서 론

헬리콥터 시뮬레이터는 주 직류전동기의 회전속도에 의해 주 프로펠러의 항력을 조절할 수 있으며, 시뮬레이터의 꼬리부인 보조 직류전동기의 회전속도로 비행의 진행방향을 제어할 수 있는 시스템이다<sup>1,4)</sup>. 이 시스템은 불안정하고 비선형이 강한 다변수 시스템으로서 그 안정화 제어문제는 제어 공학자들에 의해 오래 전부터 연구되어 왔었다. 그러나 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. 일반적으로, 동작점 근방에서의 선형화를 통해 PID, LQ 제어나 무모델 제어가 가능한 Fuzzy 및 신경회로망 등에 의한 다양한 지능제어 기법들도 제안되고 있다<sup>5,7)</sup>.

이들 기존 제어기의 대부분의 경우, 제어기 설계 파라미터의 동정이 어렵고, 내부 및 외부 외란이나 동작 모드에 따른 제어기 파라미터의 적응성이 저하되어 동작영역이 상이해지면 안정화 가능 영역이 협소해지고 시스템이 불안정하게 된다.

최근의 연구결과로는 지능 제어 이론인 퍼지 알고리즘이나 신경회로망을 이용하여 PID 제어기의

† 책임저자(동아대학교 대학원 전기공학과), E-mail : dhparkor@chol.com, T : 051)811-7565

\* (주)한국항공우주산업

\*\* 동아대학교 전기전자컴퓨터공학부(jtlee@mail.donga.ac.kr)

이득을 선정하거나 계획하는 방식이 많이 연구되어 있다. 그러나 퍼지 알고리즘을 이용한 방식은 간단한 PID 제어기의 구현을 위하여 복잡한 퍼지 규칙을 선정하거나 퍼지 추론을 행하여야 하며, 신경회로망을 이용하여 직접 제어기 이득을 선정하는 경우 역시 많은 학습시간이나 복잡한 연산이 요구된다<sup>[8-10]</sup>.

한편, 유전 알고리즘(GA:Genetic Algorithm)은 모의 진화(simulated evolution)형의 탐색 알고리즘으로서, 최적화할 때 단일 해가 아닌 해집단을 탐색공간으로 가지며 적합도 함수(fitness function)값 만을 사용하기 때문에 수학적 제약이 거의 없고, 시스템의 모델링이 필요 없다는 적용의 용이성 때문에 다양한 최적화 문제에 유전 알고리즘이 이용되고 있다<sup>[11-13]</sup>.

따라서 본 논문에서는 모형 헬리콥터의 자세제어에 있어서 간단하면서 우수한 성능을 갖는 PID 제어기의 이득계수 선정을 위해 유전 알고리즘을 적용하였다. 그리고 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 제한한 제어기의 우수성을 입증하고자 한다.

## 2. 헬리콥터 시스템의 수학적 모델링

### 2.1 헬리콥터의 동역학 방정식

Fig. 1은 모형 헬리콥터 시스템 프로펠러 장치 구성도를 나타내고 있다. 여기서  $\theta_1$ 은 수직각(상승각)이며,  $\theta_2$ 는 수평각(방위각)이다. 그리고  $w_1$ 은 주 직류전동기의 각속도이고  $w_2$ 는 보조 직류전동기의 각속도이다. 헬리콥터의 동역학 방정식을 유도하기 위해 Lagrange 방정식과 힘의 평형 법칙을 이용하고, 헬리콥터 양력은 주 직류전동기 속도의 제곱에 비례하고, 헬리콥터 시스템 속도가 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.)

$$I \ddot{\theta}_1 = K_{\omega} \omega_1^2 + \frac{1}{2} m l_1 \dot{\theta}_1^2 \sin \theta_1 - (C_{\theta} \text{sign } \dot{\theta}_1 + B_{\theta} \dot{\theta}_1) - m g l_1 \sin \theta_1 + K_C \dot{\theta}_2 \omega_1 \cos \theta_1 \quad (1)$$

여기서,

- $K_{\omega}$  : 공기 저항계수[kg · m<sup>2</sup>/s]
- $B_{\theta}$  : 점성 마찰 계수[kg · m · s]
- $g$  : 중력 가속도[m/s<sup>2</sup>]
- $K_C$  : 자이로스코프 이득[kg · m/s]
- $I_j$  : 물체 관성모멘트[kg · m<sup>2</sup>]
- $C_{\theta}$  : 쿨롱 마찰 계수[kg · m]
- $m$  : 질량[kg]
- $l_1$  : 주 프로펠러 반경[m]
- $l_2$  : 보조 프로펠러 반경[m]

$$\text{sign } \dot{\theta}_1 : \begin{cases} \dot{\theta}_j \geq 0 \text{ 일때} & +1 \\ \dot{\theta}_j < 0 \text{ 일때} & -1 \end{cases}$$

이며, 그리고 일 때는 주 직류전동기를 나타내며, 일 때는 보조 직류전동기를 나타낸다. 수평면에서의 토크 방정식은 수평면방향에서 헬리콥터 몸체에 작용하는 힘들을 고려하면 다음과 같이 된다.

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

식 (2)에서  $\tau_r$ 은 주 직류전동기 회전에 의한 반발 토크이며, 식(1)과 식(2)에서  $\theta_1$ 과  $\theta_2$ 는  $\omega_1$ 과  $\omega_2$ 에 의해서 결정되는 상승각과 방위각이다.

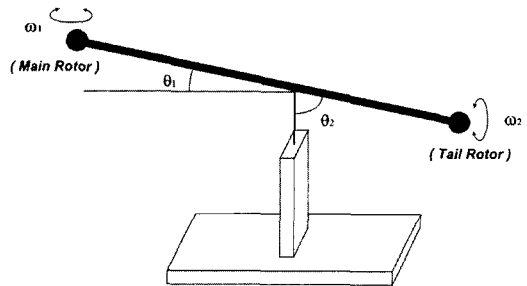


Fig. 1 Helicopter System

### 2.2 헬리콥터 시뮬레이터

헬리콥터의 시뮬레이터는 영국 TQ사의 시뮬레이터로 사용하였으며 그 블록선도는 Fig. 2와 같다. 헬리콥터 시스템에 장착된 주 직류전동기와 보조 직류전동기의 입력 전압은  $U_1$ 과  $U_2$ 이고  $w_j$ 는 각속도,  $T_{mj}$ 는 전동기 시정수를 나타내며, 그 전달함수는 다음과 같이 모델링된다.

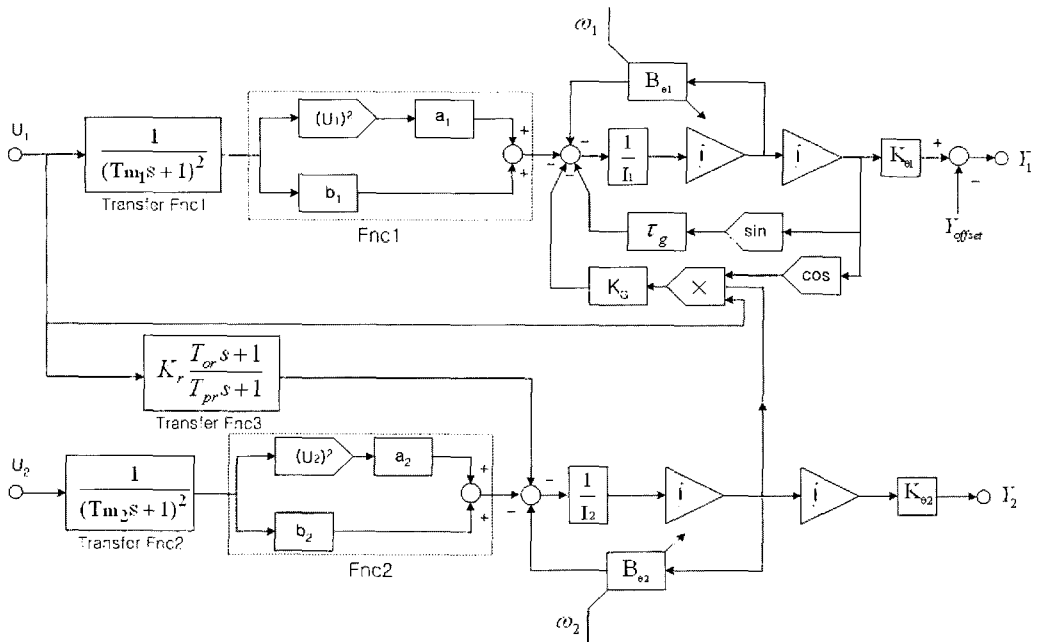


Fig. 2 Block Diagram of Helicopter Simulator

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

각속도는 프로펠러의 수직인 팔에  $j$ 만큼의 힘이 작용함으로써 각축이 회전하게 된다. 각 운동량 보존의 법칙에 의해서 회전에 의한 각운동량은 프로펠러 지지대에 의해서 보상되며, 시스템은 비선형성을 지니고 있다. 즉, 전체 시스템 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 직류전동기의 응답속도가 기계적인 부분에 비해서 상당히 빠르다고 하더라도 시간 지연요소를 포함시켜서 모델링하였다.

### 2.3 시스템의 동정

본 논문에서는 물리적으로 접근 가능한 파라미

터( $m, I_j, g, u_j$  등)는 직접적인 측정에 의해 구해질 수 있다. 그러나, Fig. 2에서와 같이 주 직류 전동기와 보조 직류전동기 사이의 동적 결합으로 접근이 불가능한  $\tau_g, \tau_j, T_{mj}, I_j, B_{\theta j}, K_G, K_r$  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 불가능한 주요 시스템 파라미터들을 추정하였다<sup>14,15</sup>.

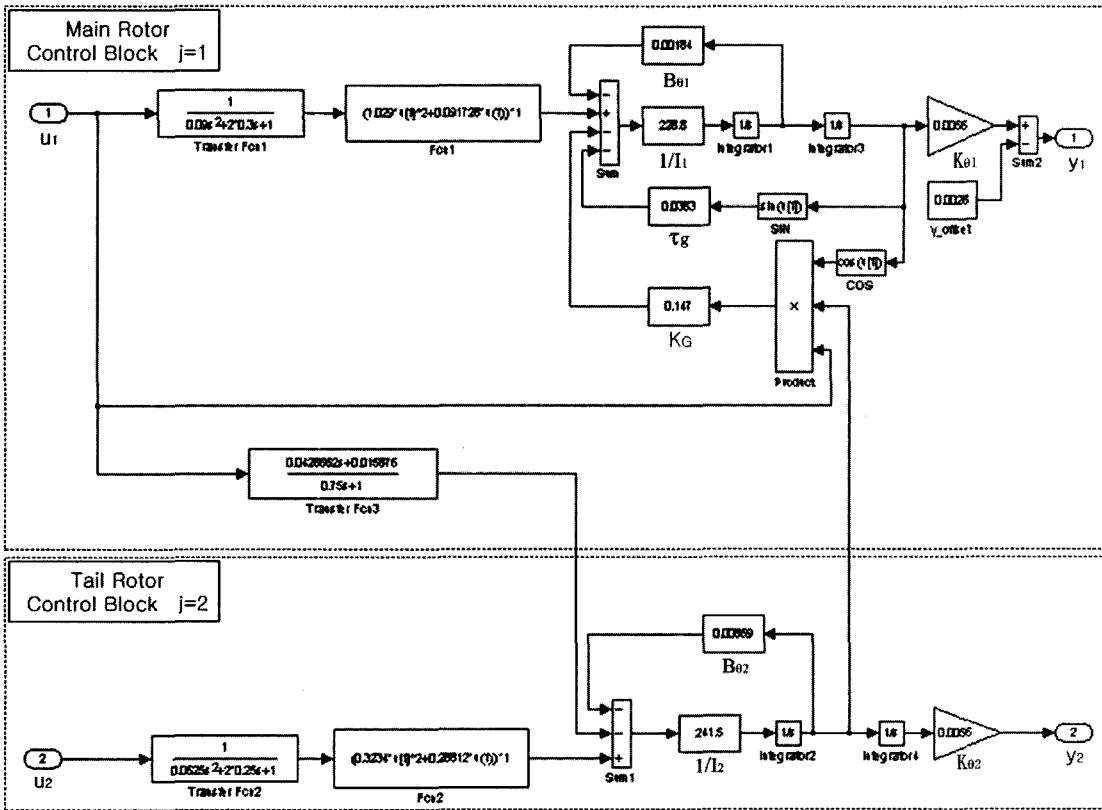
첫째, 두 전동기의 전기적인 모델은 식 (3)과 같이 제어입력에 비례하는 구동 토크의 2차식과 시간 지연으로 가정하여 구동토크와 전동기 지연 시정수를 동정한다.

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

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

**Table 1 Identification of System Parameters by Black Box Modelling**

Parameter	Elevation ( $j=1$ )	Azimuth ( $j=2$ )
Gravitational Torque ( $\tau_g$ )	$\tau_g = mgl$	0.03834 [kg · m]
Motor Driving Torque ( $\tau_j$ )	$a_1 u_1^2 + b_1 u_1$ ( $a_1=1.029, b_1=0.0917$ )	$a_2 u_2^2 + b_2 u_2$ ( $a_2=0.3234, b_2=0.288$ )
Motor Delay ( $T_{mj}$ )	0.3 [sec]	0.25 [sec]
Motor Inertia ( $I_j$ )	0.00437 [kg · m <sup>2</sup> ]	0.00414 [kg · m <sup>2</sup> ]
Friction Coefficient ( $B_{\theta_j}$ )	0.00184 [kg · m <sup>2</sup> /s]	0.00869 [kg · m <sup>2</sup> /s]
Gyroscopic Gain ( $K_G$ )	0.147 [kg · m/s]	
Reaction Torque ( $K_r$ )	0.015876 [kg · m]	



**Fig. 3 Block Diagram of Identified Helicopter Simulator in Matlab Simulink**

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

### 3. 제어기 설계

#### 3.1 PID 제어기의 설계

제어대상에 적용하는 PID제어기는 오차값  $e(t)$  입력에 대해서 입력 신호와 입력 신호의 속

도와 가속도 값에 이득계수를 곱한 후 모두 합하여 시스템 제어 입력으로 한다.

$$u_j(t) = K_{bj} e_j(t) + \frac{K_{ij}}{T_{ij}} \int_0^t e_j(t) dt + K_{dj} T_{dj} \frac{de_j(t)}{dt} \quad (j=1, 2) \quad (4)$$

여기서,  $K_b$ 는 비례 계수,  $T_i$ 는 적분 시간 상수,  $K_i$ 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.

$$G_c(s) = \frac{U_j(s)}{E_j(s)} = K_{bj} + \frac{K_{ij}}{T_{ij}s} + K_{dj} T_{dj} s \quad (j=1, 2) \quad (5)$$

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 직류전동기부분이 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 Fig. 4에 나타내었다.



Fig. 4 Block Diagram of PID Controller

### 3.2 GA-PID 제어기의 설계

유전 알고리즘의 기본적인 구조는 다음과 같다. 먼저, 유전 알고리즘에서는 주어진 문제에 대한 각각의 가능한 해(解)들을 하나의 개체(individual), 또는 유기체로 정의한다. 그리고 이들의 집합을 개체군(population)이라고 한다. 개개의 개체는 한 개 또는 여러 개의 염색체(chromosomes)로

구성되며, 염색체를 변형하는 연산자들을 유전 연산자(genetic operators)라고 한다. 또한, 유전 알고리즘의 연산자는 생물 유전학을 기본 이론으로 하여 복제(reproduction), 교배(crossover), 돌연변이(mutation) 등으로 구성되어 전역적으로 최적의 해를 탐색할 수 있게 한다. 복제 과정은 비교적 높은 적합도를 가지는 염색체들을 선택하여 생산하는 것이다. 이는 자연계에서의 적자생존의 원리와도 유사하다. 평가된 각 염색체들은 복제 과정에서 높은 적합도를 가지는 값들이 선정되어 다음 세대에 전해지게 된다.

생태계에서는 교배를 통해 서로의 일부 유전자를 교환하여 새로운 유전자를 생성한다. 이는 유한 개수의 염색체를 갖는 개체가 교배를 통해 유전적 다양성(genetic diversity)을 얻는 과정이라고 볼 수 있다. 일반적으로 염색체의 교배 확률은 비교적 높게 주는 것이 바람직하다. 그것은 선택한 염색체 쌍을 통해 연관을 가지는 새로운 염색체 쌍을 많이 만들어서 빠른 수렴을 얻기 위한 것이다. 반대로 낮은 교배 확률은 수렴 속도를 떨어뜨리는 원인이 된다.

돌연변이는 유전 알고리즘에서 중요한 위치를 차지한다. 평가, 복제, 교배 과정에서 계속적으로 생성되어지는 염색체들은 세대가 지남에 따라 새로운 염색체가 생성되지 못하는 국부 최소치에 빠질 가능성이 높다. 돌연변이는 세대와 무관하게 돌연변이 확률에 따라 염색체의 스트링의 임의 위치에 돌연변이 값을 만들어서 전혀 새로운 염색체를 생성시킨다. 따라서 돌연변이는 탐색 공간의 폭을 넓히며, 지역 최소화를 방지하여 보다 최적의 값을 찾을 수 있도록 한다.

한편, 적합도 함수는 각 개체의 적합도를 평가하는 기반이다. 앞서 설명한 연산자들을 통하여 새로운 집단이 완성되면 개체들의 적합도는 목적 함수에 의해 평가된다. 이러한 적합도를 이용하여 다음 세대에서 선택되어질 확률이 결정된다. 일반적으로 적합도 함수를 선정하는 방법은 각 개체를 이용해서 최적화 하고자 하는 대상에 적용하고 그 개체에 대한 결과와 원하는 기준 입력에 대한 차를 이용하여 적합도 함수를 선정한다. 일반적으로

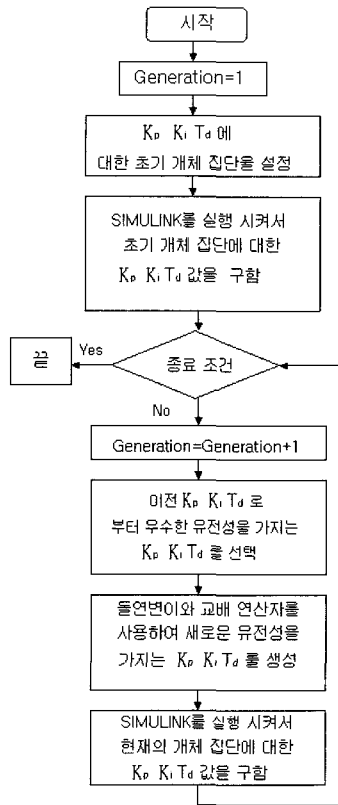


Fig. 5 Flowchart for Optimal Selection of PID coefficients by GA

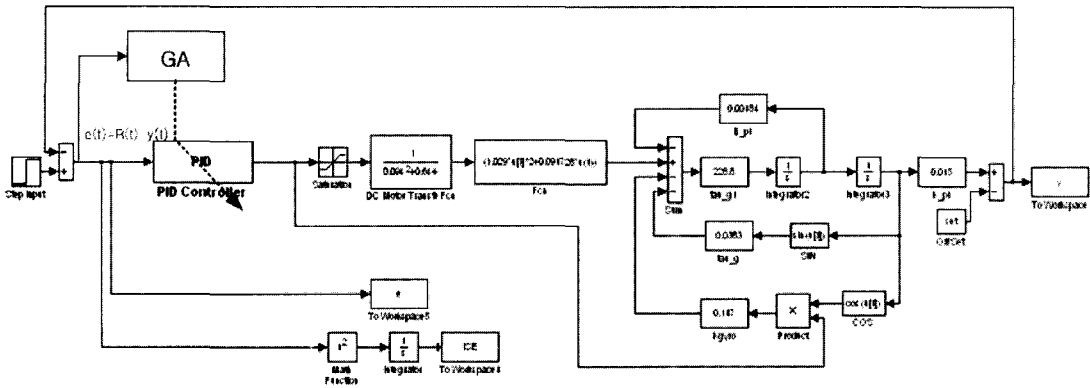


Fig. 6 Block Diagram of GA-PID Controller

PID제어기의 비례 계수  $K_p$ , 적분 계수  $K_i$ , 미분 시간 상수  $T_d$ 를 결정하는 방법으로 Ziegler-Nichols 방법과 Relay 자동 동조기를 사용하는 방법이 있지만 본 연구에서는 PID제어기에서의 비례, 적분,

미분계수를 시행착오적으로 구하지 않고 유전 알고리즘을 이용하여 모형 헬리콥터의 운동영역에서 오차가 최소화되는 전역적인 최적의 제어 이득계수를 선정하고자 한다. 이를 위한 최적화 과

정은 Fig. 5에 나타내었다. GA의 목적함수로는 제곱오차의 적분을 사용하며, 이 목적함수 식 (6)이 최소가 되도록 제어기의 계수를 조정한다. GA-PID 제어기의 구성도를 Matlab의 Simulink로 나타낸 것이 Fig. 6이다. Fig. 5에서 종료 조건은  $N \geq 50$  or  $PI \leq 10^{-6}$ 이다.(단,  $N$ 은 세대수)

$$PI = \int_0^{\infty} e^2(t) dt \quad (6)$$

오차를 최소화하는 적합도 함수를 Matlab의 Simulink를 이용하여 수치적으로 구하여 비선형 시스템인 모형 헬리콥터 시뮬레이터에 적용하였다. Table 2는 Fig. 5에 사용한 유전 알고리즘의 파라미터를 나타내었다.

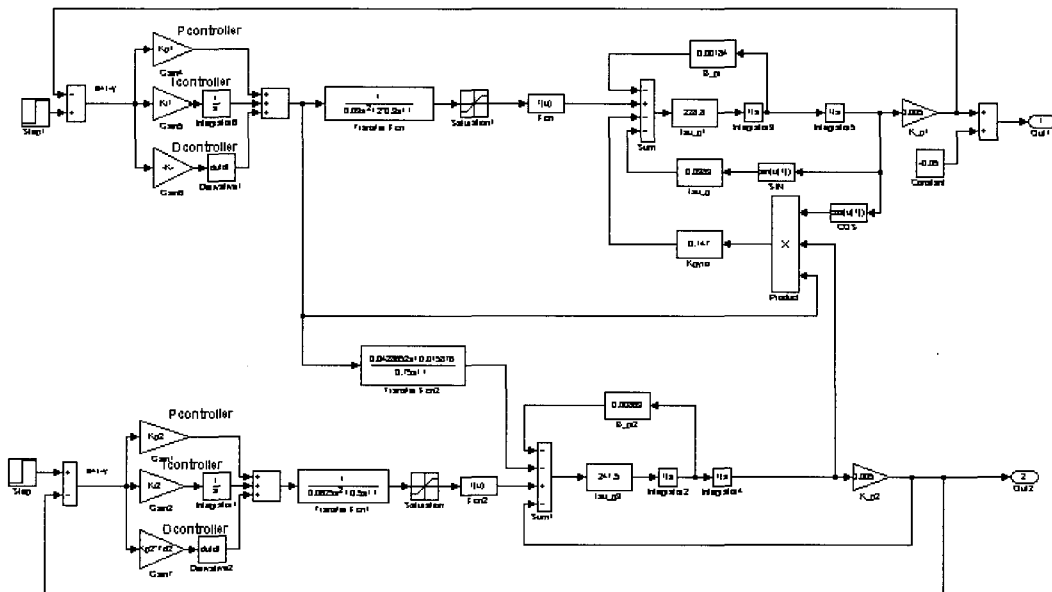
**Table 2 The Parameters of GA**

parameter	value
Generation	50
Population	20
Crossover Probability	0.65
Mutation probability	0.05

#### 4. 모의 실험 및 결과 고찰

Fig. 7은 본 논문에서 제안한 GA-PID제어기 구성도이다. 이 제어기의 성능을 검증하기 위하여 기준입력 변화에 따른 추종성능에 관한 모의 실험을 하였다. 본 논문에서 제안한 GA-PID 제어기의 유용성과 우수성을 평가하기 위하여 목표 상승각 및 방위각을  $\theta_1 = 20[\text{deg}]$  및  $\theta_2 = 10[\text{deg}]$ 로 하였을 때의 스텝 응답을 구하였다. Fig. 8은 Ziegler-Nichols법에 의하여 이득계수를 동조화 구한 PID제어기의 모의 실험 결과와 제안한 GA-PID 제어기의 모의 실험 결과를 각각 비교하여 나타내고 있으며, 여기서, 상승각의 목표 각도  $20[\text{deg}]$ , 방위각의 목표 각도  $10[\text{deg}]$ 인 경우 모의 실험 결과를 각각 보여준다.

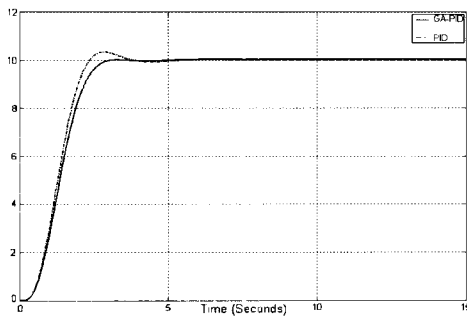
모의 실험 결과, 제안한 GA-PID 제어기는 PID 제어기에 비하여 정상상태에 도달하는 시간과 정정시간은 물론, 오버슈트나 언더슈트가 거의 없이 빠르게 도달한다는 사실을 알 수 있었다. 즉, 본 논문에서 제안한 GA-PID 제어기는 Table 3과 같이 종래의 PID 제어기에 비해 목표치에 더욱 빠르고, 정확하게 추종할 수 있음을 확인하였다.



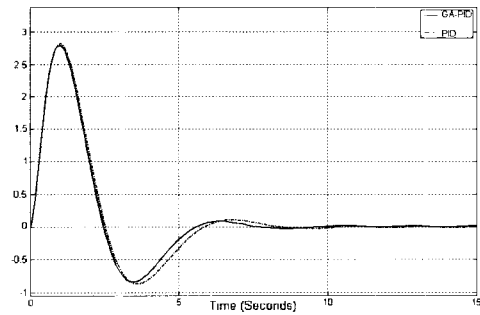
**Fig. 7 Block Diagram of the Proposed GA-PID Controller**

**Table 3 Comparison of PID Controller with GA-PID one**

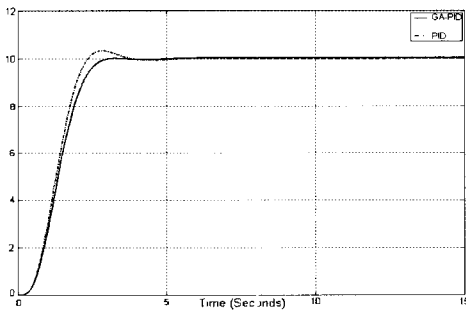
Gain Tuning Method	PID		GA-PID	
	Elevation Angle	Azimuth Angle	Elevation Angle	Azimuth Angle
	Ziegler-Nichols		GA	
Reaching Time[s]	3.7	2.3	4	2.7
Max Overshoot[%]	6	5	0.5	0.01
Settling Time(1%)[s]	5.4	4	4.2	2.8



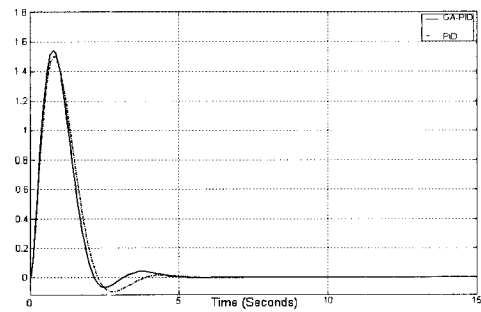
(a) Elevation Angle :  $\theta_1$



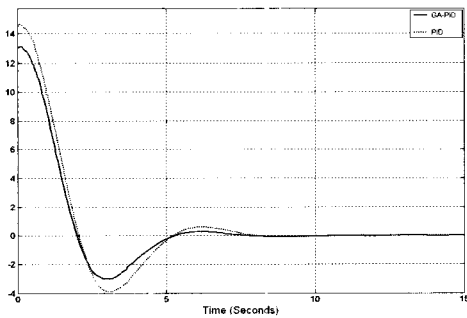
(b) Angular Velocity of Main Rotor :  $\omega_1$



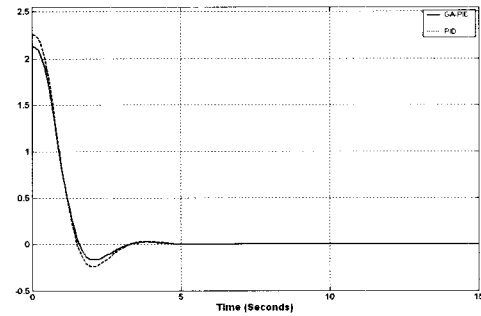
(c) Azimuth Angle :  $\theta_2$



(d) Angular Velocity of Side Rotor :  $\omega_2$



(e) Control Input :  $u_1$



(f) Control Input :  $u_2$

**Fig. 8 GA-Pontrol Results**



## 5. 결 론

본 논문에서는 대표적인 불안정 비선형 시스템으로 알려진 모형 헬리콥터의 자세제어를 목표로 하여 두 개의 프로펠러로 구성된 모형 헬리콥터 장치를 모델링하고 시뮬레이션을 행하였으며, PID제어기의 최적 제어 이득계수를 유전 알고리즘으로 비교적 용이하게 구할 수 있는 방법을 제시하였다. 구성한 제어기를 모형 헬리콥터에 적용하여 시뮬레이션 한 결과, 일반 PID 제어기에 비하여 제안한 GA-PID제어기는 목표치에 더욱 빠르고 정확하게 추종하고 있음을 알 수 있었다. 향후, 비선형 시스템에서 더욱 우수한 제어 성능을 보이도록 더욱 강인한 제어 알고리즘의 개발이 필요할 것이며 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, pp. 301-306, 1996.
- [2] Mats Akesson, Erik Gustafson and Karl Henrik Johansson, "Control Design for a Helicopter Lab Process", 13th IFAC 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] Pascale Bendotti and John C.Morris, "Robust Hover Control for a Model Helicopter", Proceedings of the American Control Conference Seattle, Washington, pp. 682-692, 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] 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.
- [7] D.P.Salts, A. sideris and A.A Yamamura, "A multilayed neural network controller", IEEE Control system Magazine, No. 2, pp. 17-21, 1988.
- [8] 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.
- [9] M. Sugeno and T. Yasukawa, "Fuzzy model identification and self-learning for dynamic system" IEEE Trans. Fuzzy Syst., vol. 1, pp.7-31, 1993.
- [10] A.J.Calise, B.S.Kim, J.Leitner, "Helicopter Adaptive Flight Control Using Neural Networks", Proceedings of the 33rd Conference on Decision and Control Lake Buena Vista, pp. 3336-3340, 1994.
- [11] David E. Goldberg, Genetic Algorithms in Searching, Optimization & Machine Learning, Addison-Wesley, 1989.
- [12] Mitsuo Gen, Runwei Cheng, "Genetic Algorithms & Engineering Design", Wiley, 1997.
- [13] Collins, R. Jefferson, D, "Selection in

Massively Parallel Genetic Algorithm”, Proc. 4th International Conf. on Genetic Algorithms, Morgan-Kaufmann, pp. 249-256, 1991.

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



### 박두환 (朴斗煥)

1962년 6월생. 1987년 동아대학교 전기공학과 졸업. 1991년 동아대학교 대학원 전기공학과 졸업(석사). 2000년 동아대학교 대학원 전기공학과 박사과정 수료. 1987년 ~ 1993년 동의대학교 전기공학과 조교. 2002년 ~ 현재 동아대학교 생산기술연구소 특별연구원. 1994년 ~ 현재 동의공업고등학교 전기제어과 교사.



### 성상규 (成相圭)

1972년 10월생. 1999년 한국해양대학교 전기공학과 졸업. 2002년 동아대학교 대학원 전기공학과 졸업(석사). 2002년 ~ 현재 (주)한국항공우주산업 근무.



### 이준탁 (李浚柝)

1956년 11월 21일생. 중앙대 대학원 전기공학과 졸업. 1988년 중앙대 대학원 전기공학과 졸업(공사). 현재 동아대 공대 전기 전자 컴퓨터공학부 교수. 관심분야 비선형시스템 및 지제어이론.