

헬리콥터의 적응 퍼지제어

Adaptive Fuzzy Control of Helicopter

김중화 · 장용줄 · 이원창 · 강근택

Zonghua Jin, Yongjool Jang, Wonchang Lee, Geuntaek Kang

부경대학교 대학원 전자공학과

Department of Electronic Engineering, Graduate School, Pukyong National University

요 약

본 논문에서는 동력학이 비선형이고, 상태가 불명확하거나 시간에 따라 변화하는 헬리콥터 시스템의 제어를 위해 TSK 퍼지시스템을 이용한 적응 퍼지제어기 설계 방법을 제안한다. 논문에서 제안한 적응 퍼지제어기는 규범모델의 출력을 시스템의 출력이 추종하도록 퍼지제어기 파라미터를 직접 조정하는 규범모델 적응 퍼지제어기이다. 또한 Lyapunov 함수를 이용하여 페루프 시스템의 안정성을 보장하면서 최적의 적응법칙을 유도하였다. 실험실용 모델 헬리콥터 시스템에 대한 실험에서 시스템에 외란이 가해질 때, 제안되고 설계된 적응 퍼지제어기는 적응이 없는 퍼지제어기에 비해 시스템의 상태변화에 성공적인 제어가 실행됨을 보여주었다.

Abstract

This paper presents an adaptive fuzzy control scheme for nonlinear helicopter system which has uncertainty or unknown variations in parameters. The proposed adaptive fuzzy controller is a model reference adaptive controller. The parameters of fuzzy controller are adjusted so that the plant output tracks the reference model output. It is shown that the adaptive law guarantees the stability of the closed-loop system by using Lyapunov function. Several experiments with a small model helicopter having parameter variations are performed to show the usefulness of the proposed adaptive fuzzy controller.

Key Words : Helicopter control, Adaptive control, Fuzzy control, Nonlinear System

1. 서 론

과학기술의 발달과 함께 인간들만의 활동 영역이었던 많은 부분들이 자동화되어 가고 있지만, 아직도 자동화하기에는 어려운 영역들이 상당히 남아있다. 그 대표적인 예로 헬리콥터를 들 수 있다. 헬리콥터는 고정익 비행기와 달리 수직, 선회, 정지 비행과 같은 다양한 비행 모드를 갖고 있고, 시스템이 복잡하며, 비선형성, 파라미터 변동, 외란 등 여러 불확실성을 내포하게 되어, 이로 인해 시스템을 정확히 모델링하고 제어하기가 대단히 어렵다. 헬리콥터의 사용이 증가하면서 고성능의 제어시스템 설계 및 구현이 필요하고, 견실성과 경제적인 문제가 중요한 요소로 되고있다.

기존의 헬리콥터의 제어에 관한 연구는 헬리콥터 시스템의 동력학에서 비선형 부분을 선형화 함으로써 선형제어 이론을 적용한 경우가 대부분이다. 이런 경우에 하나의 동작 점에서 수학적으로 근사화 하여 적절한 선형모델을 구하고 이에 근거하여 만든 고정된 이득을 갖는 선형제어기를 사용해서는 환경의 변화에 신속히 대응할 수 없으며 좋은 제어 결과를 얻는다고 보장할 수 없다[1-2]. 또한 퍼지시스템 등을 이용하여 비선형 시스템을 표현하고 제어시스템을 구축한다 할지라도 제어기 등 파라미터 적응이 없다면 시스템의 환경

변화에 잘 대응할 수 없으며 최상의 제어 성능을 기대하기 어렵다[3]. 그러므로 하나의 견실하고 안정한 제어시스템을 설계하려면 적응 제어시스템 구현이 필요하다.

본 논문에서는 헬리콥터 제어에 있어서 수학적 모델에 대한 의존성을 줄이고, 시스템의 동적 변화에 대처하기 위해 TSK(Takagi-Sugeno-Kang) 퍼지 규칙을 이용한 규범모델 적응 퍼지제어 새로운 알고리즘을 제안하였다. 또한 Lyapunov 함수를 이용하여 페루프 시스템의 안정성 문제를 해결하면서 동시에 최적의 적응법칙을 유도하였으며, 다양한 제약 조건에서도 견실한 제어가 이루어지도록 하였다. TSK 퍼지시스템은 퍼지 규칙수가 상대적으로 적고, 결론부가 상수항을 포함한 선형 입출력 방정식이고 넓은 범위에서 비선형 시스템을 잘 표현할 수 있는 장점을 갖고 있다[4-6]. 최근 많은 적응제어 방법이 제안되고, 계속적인 연구가 진행되고 있다[7-11].

헬리콥터 시스템은 주로 두 프로펠러의 동력학에 의한 Elevation 제어, Pitch 제어, Travel rate 제어 세 부분으로 나누어진다. 헬리콥터와 같이 비선형성이 강하고, 불안정한 시스템에 대해서 대상 시스템과 그 모델 사이에 모델링 오차가 존재하거나 시스템에 지속적인 외란이 가해진다면 정상상태 오차가 발생할 수 있다. 정상상태 오차를 줄이기 위하여 일부 제어기 설계에서는 적분제어를 첨가하였다[12]. Elevation, Pitch 제어는 시스템이 선형이므로, 극점 배치법을 이용한 적분제어가 첨가된 상태궤환 제어기를 설계하고, Travel rate 제어는 시스템이 사인함수가 들어간 비 선형이므로 TSK 퍼지 규칙을 이용한 적응 퍼지제어기를 설계하였다.

접수일자 : 2003년 2월 13일

완료일자 : 2003년 4월 18일

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 규범모델 적응 퍼지 제어시스템(Model Reference Adaptive Fuzzy Control System)에 대해 설명하고, 3장에서는 헬리콥터 시스템을 소개하고, 제어를 설계하며, 4장에서는 시뮬레이션 및 실험 결과를 보인다. 5장에서는 결론을 맺는다.

2. 적응 퍼지 제어시스템

본 논문에서 제안하는 규범모델 적응 퍼지 제어시스템은 먼저 제어대상 시스템에 대한 TSK 퍼지모델을 만들고, 그 모델로부터 초기 TSK 퍼지 제어를 설계하여 퍼지 제어규칙의 파라미터를 구성하며, 시스템의 출력이 규범모델의 출력에 추종하도록 퍼지 제어규칙의 파라미터를 직접 조정하는 방법이다. 규범모델 적응 퍼지 제어시스템의 구성은 그림 1과 같다.

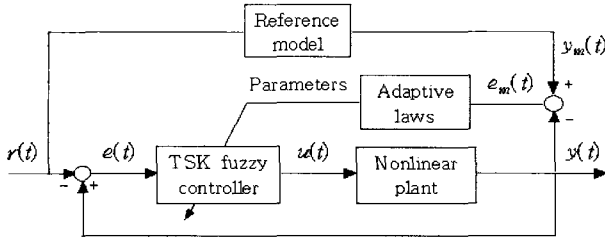


그림 1. 규범모델 적응 퍼지 제어시스템의 구성
Fig. 1. The structure of model reference adaptive fuzzy control system

2.1 TSK 퍼지모델

연속 시스템의 일반적인 TSK 퍼지 입출력 모델의 i 번째 규칙은 다음과 같다.

$$M^i: \text{if } z_1 \text{ is } F_1^i, z_2 \text{ is } F_2^i, \dots, z_l \text{ is } F_l^i$$

$$\text{then } \frac{d^n y(t)^i}{dt^n} = a_0^i + a_1^i y(t) + a_2^i \frac{dy(t)}{dt} + \dots + a_n^i \frac{d^{n-1} y(t)}{dt^{n-1}} + b_1^i u(t) \quad (1)$$

여기서, M^i 는 모델의 i 번째 규칙임을 뜻하고, z_j 는 전제부 변수, F_j^i 는 z_j 위의 한 퍼지집합, x_j 은 결론부 변수, a_j^i 는 결론부 파라미터, y^i 는 규칙 M^i 로부터의 출력을 각각 뜻한다. $x_1 = y, x_2 = dy/dt, \dots, x_n = dy^{n-1}/dt^{n-1}$ 로 가정하면 TSK 퍼지 상태변수 모델의 i 번째 규칙은 다음과 같다.

$$M^i: \text{if } z_1 \text{ is } F_1^i, z_2 \text{ is } F_2^i, \dots, z_l \text{ is } F_l^i$$

$$\text{then } \frac{dx^i(t)}{dt} = A^i x(t) + b^i u(t) + d^i \quad (2)$$

$$y(t) = c x(t)$$

여기서

$$A^i = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \\ a_1^i & a_2^i & a_3^i & \dots & a_n^i \end{bmatrix}, \quad b^i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ b_1^i \end{bmatrix}, \quad d^i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ a_0^i \end{bmatrix}$$

$c = [1 \ 0 \ \dots \ 0]$ 이다.

2.2 TSK 퍼지 제어기

상태 오차를 $\tilde{x}(t) = x(t) - x_d$ 로 정의하면, 식(2)는 식(3)과 같이 쓸 수 있다. 여기서, $x(t)$ 는 실제 값이고, x_d 는 원하는 값이다.

$$M^i: \text{if } z_1 \text{ is } F_1^i, z_2 \text{ is } F_2^i, \dots, z_l \text{ is } F_l^i$$

$$\text{then } \frac{d\tilde{x}^i(t)}{dt} = A^i \tilde{x}(t) + b^i u(t) + (d^i + A^i x_d) \quad (3)$$

$$y(t) = c (\tilde{x}(t) + x_d)$$

TSK 퍼지모델에 근거한 TSK 퍼지 제어기는 비선형 제어기이며, 그 결론부가 상태궤환 제어기인 TSK 퍼지 규칙들로 이루어진다.

TSK 퍼지모델의 규칙 M^i 로부터 설계되는 퍼지제어기 i 번째 규칙은 다음과 같다.

$$C^i: \text{if } z_1 \text{ is } F_1^i, z_2 \text{ is } F_2^i, \dots, z_l \text{ is } F_l^i$$

$$\text{then } u^i(t) = -g^i \tilde{x}(t) + g_0^i \quad (4)$$

여기서, 규칙 C^i 의 전제부는 규칙 M^i 의 전제부와 같다. $g^i = (g_1^i \ g_2^i \ \dots \ g_n^i)$ 는 $(1 \times n)$ 벡터이고 $g_0^i(t)$ 는 스칼라이며, g^i 와 g_0^i 는 다음 식들로부터 구해진다.

$$\Phi = A^i - b^i g^i \quad (5)$$

$$g_0^i(t) = -(d^i(t) + A^i x_d) / b_1^i \quad (6)$$

여기서 Φ 원하는 시스템의 상태천이 행렬이다. 상태 천이 행렬 Φ 의 고유치가 모두 음의 실수부를 가지도록 선택한다면 모든 평형 상태는 점근적으로 안정하다. 단일 입력 단일 출력 시스템이 TSK 퍼지 시스템으로 모델링 될 때, 상태 천이 행렬의 구조는 다음과 같다.

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \\ \phi_1 & \phi_2 & \phi_3 & \dots & \phi_n \end{bmatrix} \quad (7)$$

제어 입력 u 는 다음에 의해 구해진다.

$$u = \frac{\sum_{i=1}^r w^i(z) b_1^i u^i}{\sum_{i=1}^r w^i(z) b_1^i} \quad (8)$$

여기서, r 는 규칙의 개수이며, $w^i(z)$ 는 i 번째 규칙의 적합도를 나타내며 다음과 같다.

$$w^i(z) = \prod_{j=1}^l F_j^i(z_j) \quad (9)$$

여기서, $F_j^i(z_j)$ 는 퍼지집합 F_j^i 에서 z_j 의 멤버십치이다.

2.3 적응 퍼지 제어기의 설계

제어대상 플랜트가 아래와 같은 n 차 비선형 시스템이라고 가정한다.

$$x^{(n)} = f(x, \dot{x}, \ddot{x}, \dots, x^{(n-1)}) + g(x, \dot{x}, \ddot{x}, \dots, x^{(n-1)})u$$

$$y = x \quad (10)$$

여기서, f 와 g 는 비선형이고, 알려지지 않은 함수이다. u

는 플랜트 입력이고, y 는 플랜트 출력이다. $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T = (x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)})^T$ 는 시스템의 상태 벡터이며 측정 가능하다.

식(10)의 제어시스템에서 f 와 g 가 알려진 함수 일때, 이상적인 제어기 u^* 는 다음과 같다.

$$u^* = \frac{1}{g(x)} [-f(x) + y_m^{(n)} + k^T e] \quad (11)$$

여기서, $e = y_m - y = y_m - x$ 이고, y_m 은 규범모델의 출력 이고, y 는 실제 시스템의 출력이며, x 는 상태벡터이다. $e = (e, \dot{e}, \ddot{e}, \dots, e^{(n-1)})^T$ 이고, k 는 극점이 복소평면의 왼쪽면에 있는 다항식 $s^n + k_1 s^{n-1} + \dots + k_n = 0$ 의 근으로써 $k = (k_n, \dots, k_1)^T$ 이다.

퍼지모델로부터 추론되는 퍼지제어기 제어입력 u 는 추론 식 (8)을 식 (12)과 같이 표현할 수 있다.

$$u = \frac{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i u^i}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} = \frac{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i (g_1^i \tilde{x}_1(t) + \dots + g_n^i \tilde{x}_n(t) + g_0^i)}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} \quad (12)$$

$$= \frac{w^1 b_1^1 \tilde{x}_1(t) g_1^1}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} + \frac{w^1 b_1^1 \tilde{x}_2(t) g_2^1}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} + \dots + \frac{w^r b_r^r \tilde{x}_n(t) g_n^r}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} + \frac{w^r b_r^r g_0^r}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i}$$

여기서 r 은 퍼지규칙의 개수이다. 시스템의 출력이 규범 모델의 출력을 추종하고, 적응 퍼지제어기가 시스템의 변화에 적응하도록 제어기의 파라미터 $[g_1^1 g_2^1 \dots g_n^r g_0^r]^T$ 을 실시간에 조정한다. 실시간에 조정 가능한 적응 파라미터들을 분리하여 제어입력 u 를 벡터형태로 표현하면 아래의 식(13)과 같이 된다.

$$u = u_n(x|\theta) = \theta^T \phi(x) \quad (13)$$

여기서, θ 는 적응 파라미터이고, $\phi(x)$ 는 측정 가능하다.

$$\theta = [g_1^1 g_2^1 \dots g_n^r g_0^r]^T \in R^{(n+1)r} \quad (14)$$

$$\phi(x) = \left(\frac{w^1 b_1^1 \tilde{x}_1(t)}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} \frac{w^1 b_1^1 \tilde{x}_2(t)}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} \dots \frac{w^r b_r^r \tilde{x}_n(t)}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} \frac{w^r b_r^r}{\sum_{i=1}^r w^i b_i^i} \right)^T \in R^{(n+1)r} \quad (15)$$

식(11)와 식(13)을 식(10)에 대입하여 에러방정식을 유도하면,

$$e^{(n)} = -k^T e + g(x)[u^* - u_n(x|\theta)] \quad (16)$$

벡터형태의 에러 방정식을 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\frac{de}{dt} = Ae + b[u^* - u_n(x|\theta)] \quad (17)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \\ -k_n & -k_{n-1} & \dots & \dots & \dots & -k_1 \end{bmatrix}, b = \begin{bmatrix} 0 \\ \dots \\ 0 \\ g(x) \end{bmatrix} \quad (18)$$

최적 파라미터를 다음과 같이 가정하면,

$$\theta^* = \arg \min_{\theta \in R^{(n+1)r}} \left[\sup_{x \in R^n} |u_n(x|\theta) - u^*| \right] \quad (19)$$

퍼지제어기가 가질 수 있는 최소 에러 β 는 다음과 같다.

$$\beta = u_n(x|\theta^*) - u^* \quad (20)$$

식(13)과 식(20)를 이용하여 식(17)의 에러 방정식을 다시 쓰면, 다음과 같다.

$$\frac{de}{dt} = Ae + b(\theta^* - \theta)^T \phi(x) - b\beta \quad (21)$$

Lyapunov 함수 후보를 식 (22)와 같이 선택하면,

$$V = \frac{1}{2} e^T P e + \frac{g(x)}{2\gamma} (\theta^* - \theta)^T (\theta^* - \theta) \quad (22)$$

γ 는 양의 상수이고, P 는 Lyapunov 방정식(23)을 만족하는 positive definite 행렬이다. 그리고, $V > 0$ 가 되기 위해선 $g(x) > 0$ 을 취한다.

$$A^T P + P A = -Q \quad (23)$$

여기서 Q 는 임의의 $n \times n$ positive definite 행렬이고, A 는 식(18)에서 구해진다. 식(20)과 식(22)을 이용하여 V 의 시간미분 $\frac{dV}{dt}$ 를 구하면 다음과 같다.

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T P b [(\theta^* - \theta)^T \phi(x) - \beta] - \frac{g(x)}{\gamma} (\theta^* - \theta)^T \frac{d\theta}{dt} \quad (24)$$

P 의 positive definite 행렬의 마지막 열이 p_n 이라면, $b = (0, \dots, g(x))^T$ 로부터, $e^T P g(x) = e^T p_n g(x)$ 이다. 그러므로, 식(24)는 다음과 같다.

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} e^T Q e + \frac{g(x)}{\gamma} (\theta^* - \theta)^T [\gamma e^T p_n \phi(x) - \frac{d\theta}{dt}] - e^T p_n g(x) \beta \quad (25)$$

만약, 적응법칙을 다음과 같이 선택하면,

$$\frac{d\theta}{dt} = \gamma e^T p_n \phi(x) \quad (26)$$

Lyapunov 함수의 시간미분 dV/dt 는 다음과 같다.

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} e^T Q e - e^T p_n g(x) \beta \quad (27)$$

여기서, $Q > 0$ 이고, β 가 퍼지제어기 최소 근접화 오차이므로, 퍼지제어기 $u = u_n(x|\theta)$ 가 많은수의 퍼지 규칙으로 얻어진다면, β 가 충분히 작아 $|e^T p_n g(x) \beta| < \frac{1}{2} e^T Q e$ 이므로, $dV/dt < 0$ 이 된다. 그러므로, 대상 시스템은 안정하다.

3. 헬리콥터 시스템과 제어기

헬리콥터는 세개의 축에 의해 지지되어 있는데 각각은 축을 따라 일정한 각도로 회전할 수 있다. 인코더는 각 축에 설치되어 있으며 실시간에 Elevation축, Pitch축, Travel축 운동 각도를 측정할 수 있다. 두 프로펠러의 토크의 합과 차로 헬리콥터는 각 운동을 추진한다.

3.1 Elevation 축 시스템

Elevation축 시스템의 구성도는 그림 2와 같다. 두 프로펠러가 달린 축(Pitch 축)의 경사각이 0일 때 두 날개에 의해 생기는 힘은 $F_m = F_f + F_b$ 이다. $F_m > F_f + F_b$ 일 때만이 헬리콥터가 뜰 수 있다. 미분 방정식으로 그 관계를 나타내면 식 (28)과 같다.

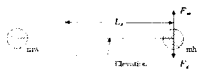


그림 2. Elevation축 시스템 구성도
Fig. 2. The structure of elevation axis system

$$\begin{aligned} J_e \ddot{\epsilon} &= l_a F_m - l_a F_g = l_a (F_f + F_b) - l_a F_g \\ J_e \dot{\epsilon} &= l_a F_f + l_a F_b - l_a F_g \\ J_e \epsilon &= K_f l_a (V_f + V_b) - T_g = K_f l_a V_s - T_g \end{aligned} \quad (28)$$

여기서, J_e 는 Elevation축 시스템의 관성 모멘트이고, V_f 와 V_b 는 앞, 뒤 두 모터의 전압으로써 각각 힘 F_f 와 F_b 를 산생한다. K_f 는 모터와 추진력 사이 힘 파라미터이고, l_a 는 헬리콥터 본체에서 주축까지 거리이다. T_g 는 중력 토크이다.

Elevation축 시스템의 미분방정식 식(28)로부터, 입력 $u(t) = V(s)$ 로하고, 출력 $y = \epsilon$ 로하면, 적분제어가 첨가된 제어시스템의 상태 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} u(t) \\ y(t) &= [1 \ 0] x(t) \end{aligned} \quad (29)$$

극점(pole)을 임의로 배치함으로써 원하는 응답을 얻을 수 있도록 이득 행렬 k 를 구한다.

3.2 Pitch 축 시스템

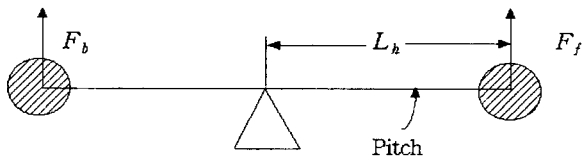


그림 3. Pitch축 시스템 구성도
Fig. 3. The structure of pitch axis system

Pitch축 시스템 구성도는 그림 3과 같다. Pitch축은 두 DC 모터에 작용하는 전압의 차이로 생기는 토크의 차이로 일정한 경사각을 가지며 운동을 추진한다. 미분 방정식으로 그 관계를 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} J_p \dot{p} &= F_f l_h - F_b l_h \\ J_p \ddot{p} &= K_f l_h (V_f - V_b) = K_f l_h V_d \end{aligned} \quad (30)$$

J_p 는 Pitch축 시스템의 관성 모멘트이다. l_h 는 Pitch축에서 두 모터까지 거리이다.

Pitch축 시스템의 미분방정식 식(30)로부터 입력 $u(t) = V(d)$ 로하고, 출력 $y = p$ 로 하면, 적분제어가 첨가된 제어시스템의 상태 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 2.43 \\ 0 \end{bmatrix} u(t) \\ y(t) &= [1 \ 0] x(t) \end{aligned} \quad (31)$$

극점(pole)을 임의로 배치함으로써 원하는 응답을 얻을 수 있도록 이득 행렬 k 를 구한다.

3.3 Travel 축 시스템

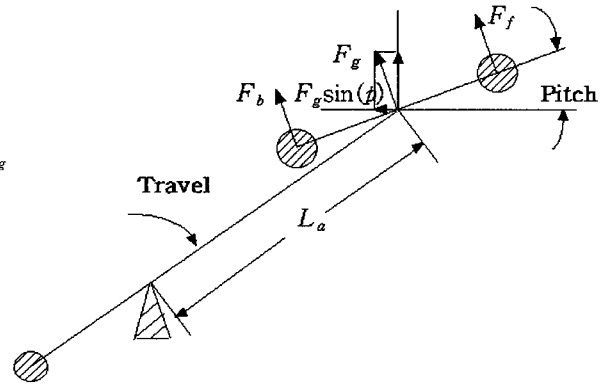


그림 4. Travel 축 시스템 구성도
Fig. 4. The structure of Travel axis system

Travel축 시스템 구성도는 그림 4와 같다. 두 프로펠러의 토크의 차이로 Pitch축이 일정한 각도로 경사질 때 두 모터에 의해 생기는 힘 F_g 의 수평방향 성분이 헬리콥터로 하여금 Travel축을 일정한 가속도로 운동하게 한다. 시스템의 미분 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} J_t \dot{r} &= -F_g \sin(p) l_a \\ J_t \ddot{r} &= -K_p \sin(p) l_a \end{aligned} \quad (32)$$

여기서, r 는 Travel rate이고, K_p 는 헬리콥터가 수평방향으로 운동을 진행하는데 쓰이는 힘으로써 근사하게 F_g 와 같다. $\sin(p)$ 는 Pitch축의 경사각에 대한 사인함수으로써 경사각이 영이면 Travel축에서는 추진력이 없다. 또 경사각을 정의 각 부의 각도로 바꿈으로써 서로 다른 방향으로 운동할 수 있다. Travel rate 운동은 두 DC 모터 전압의 차와 관계된다.

시스템의 미분 방정식 식 (32)로부터 $\sin(p)$ 의 TSK 퍼지 모델이 필요하므로 먼저 구간 $[-\pi/2 \ \pi/2]$ 에 분포한 랜덤한 p 로부터 $\sin(p)$ 퍼지 모델을 구하면, 다음과 같다.

$$\begin{aligned} M^1 : & \text{if } p \text{ is } F_1 \text{ then } \sin(p) = -0.739 + 0.172p \\ M^2 : & \text{if } p \text{ is } F_2 \text{ then } \sin(p) = 0.513p \\ M^3 : & \text{if } p \text{ is } F_3 \text{ then } \sin(p) = 0.739 + 0.172p \end{aligned} \quad (33)$$

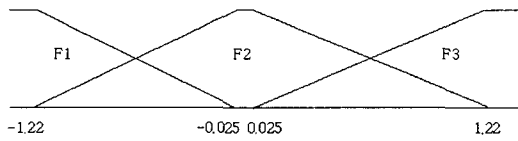


그림 5. 퍼지모델 (33)의 퍼지집합
Fig. 5. The fuzzy sets in the fuzzy model (33)

전제부의 퍼지집합은 그림 5과 같다.

$\sin(t)$ 퍼지모델로부터 구한 Travel rate축 시스템의 TSK 퍼지모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} M^1 : & \text{if } p \text{ is } F_1 \text{ then } r^1 = 0.368 - 0.0857p \\ M^2 : & \text{if } p \text{ is } F_2 \text{ then } r^2 = -0.255p \\ M^3 : & \text{if } p \text{ is } F_3 \text{ then } r^3 = -0.368 - 0.0857p \end{aligned} \quad (34)$$

극점을 -0.5로 하였을 때 TSK 퍼지모델로부터 설계되는 초기 TSK 퍼지제어기는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C^1 : & \text{if } p \text{ is } F_1 \text{ then } u^1(t) = 5.843\dot{x}(t) + 4.294 \\ C^2 : & \text{if } p \text{ is } F_2 \text{ then } u^2(t) = 1.961\dot{x}(t) \\ C^3 : & \text{if } p \text{ is } F_3 \text{ then } u^3(t) = 5.843\dot{x}(t) - 4.294 \end{aligned} \quad (35)$$

여기서, $\dot{x}(t) = y(t) - r$ 이다. $y(t)$ 는 실제 시스템의 출력이고, r 는 입력신호이다. 식 (35)의 퍼지제어기 파라미터들을 적응 퍼지제어기의 초기 파라미터로 하고, 적응법칙을 적용한다. 적응 퍼지제어기 전제부 퍼지집합은 퍼지모델 전제부 퍼지집합과 같다.

4. 시뮬레이션 및 실험 결과

그림 6과 7은 Elevation축, Pitch축 시스템에 대한 실험 결과이다. 극점(Pole)이 모두 -5인 적분제어를 이용한 상태궤환 제어기의 구형과 추종 결과이다. 실험 결과로부터 정상상태 오차가 없는 좋은 성능을 보여준다.

Travel rate축 시스템은 제안되고 설계된 적응 퍼지제어기와 퍼지제어기의 성능을 비교하기 위하여 그림 8의 시뮬레이션과 그림 9 (a), (b)와 같은 실제 실험을 하였다.

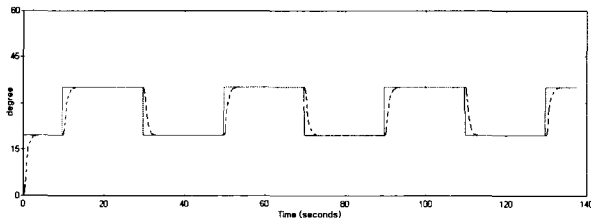


그림 6. Elevation 축 시스템의 실험 결과
(—— 원하는 출력, 플랜트 응답)
Fig. 6. Experiment result of Elevation axis system
(—— The desired output, Responses of the plant)

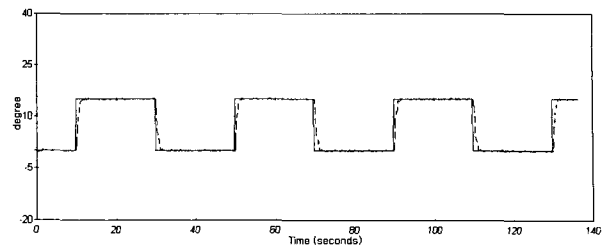


그림 7. Pitch축 시스템의 실험 결과
(—— 원하는 출력, 플랜트 응답)
Fig. 7. Experiment result of Pitch axis system
(—— The desired output, Responses of the plant)

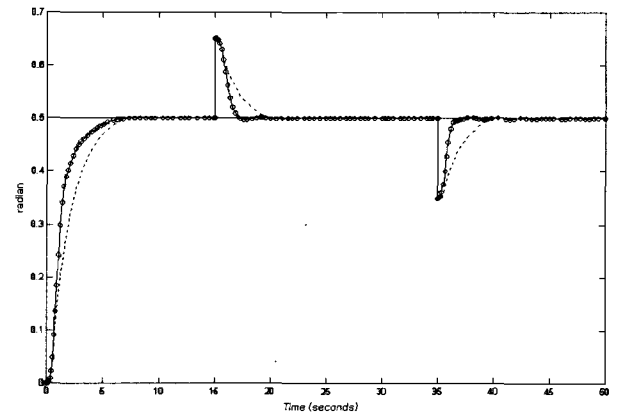
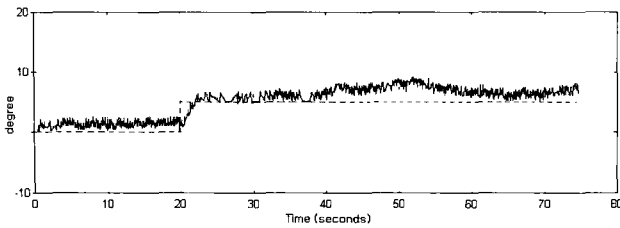


그림 8. Travel 축 시스템의 모의 실험 결과
(—— 원하는 출력, —○— 적응 퍼지제어기 응답, 퍼지 제어기 응답)
Fig. 8. Simulation result of Travel axis system (—— The desired output, —○— Responses of the adaptive fuzzy controller, Responses of the fuzzy controller)

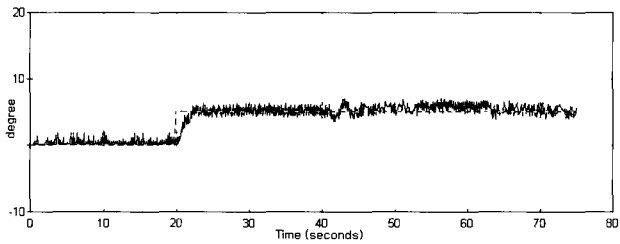
그림 8에서 —○— 은 적응 퍼지제어기 응답이고, 점선은 퍼지제어기 응답이다. 제어기의 극점(pole)은 모두 -0.5이다. 시뮬레이션 결과에서 볼 수 있는 바 처음 0.5인 입력신호를 따라가면서부터 적응 퍼지제어기는 원하는 값에 빨리 도달함을 볼 수 있고 15초에 시스템 출력에 0.15인 외란을 가했다가 35초에 외란을 제거하였을 때 적응 퍼지제어기는 퍼지제어기에 비해 원하는 입력신호를 아주 잘 추적함을 볼 수 있다.

그림 9. (a)에서 볼 수 있는 바 적응이 없는 퍼지 제어기는 초기 입력신호를 추적함에 있어서 정상상태 오차가 크고, 시작하여 40초경에 Pitch축과 Travel축의 교차점에 0.1kg의 물체를 달아 시스템 상태를 변화시켰을 때 입력신호를 잘 추적하지 못한다.

그림 9. (b)의 적응 퍼지제어기는 전반 영역에서 정상상태 오차가 작고, 시작하여 40초경에 Pitch축과 Travel축의 교차점에 0.1kg의 물체를 달아 시스템 상태를 변화시켰을 때 입력신호를 아주 잘 추적한다. 따라서 헬리콥터 Travel rate 축 시스템에 대한 적응 퍼지제어기가 유효함을 다시금 실험으로 보여주었다.



(a)



(b)

그림 9. Travel 축 시스템의 제어기 성능 비교 (a). 퍼지제어기 실험 결과 (b). 적응 퍼지제어기 실험 결과 (—— 플랜트 응답, 원하는 출력)

Fig. 9. Performance comparisons controller of Travel axis system (a). Experiment result of fuzzy controller (b). Experiment result of adaptive fuzzy controller (—— Responses of the plant, The desired output)

5. 결 론

본 논문에서는 헬리콥터 비선형 시스템의 상태가 불명확하거나 시간에 따라 상태가 변화하는 경우에 사용할 수 있는 적응 퍼지제어 새로운 알고리즘을 제시하였다. 논문에서 제안한 적응 퍼지제어기는 적은 규칙으로도 넓은 범위에서 비선형 시스템을 잘 표현할 수 있는 TSK 퍼지규칙을 이용하였고, Lyapunov 안정성 이론을 이용하여 최적의 적응법칙을 유도하였다. 본 논문에서 제안한 적응 퍼지제어기는 규범모델의 출력을 시스템의 출력이 추종하도록 조정하는 규범모델 적응 퍼지제어기이다.

헬리콥터 시스템에 대한 실험 결과로부터 제안하고 설계된 규범모델 적응 퍼지제어기는 적용이 없는 퍼지제어기에 비해 빠른 수렴 능력과 견실성을 부여함으로써 제안된 알고리즘의 실효성과 우월성도 확인되었다.

참고문헌

[1] Rebeschies S, Roloff M, "Position control by feedback linearization for a simplified helicopter model", *Proc. IEEE International Conference on Control Applications*, Vol. 1, pp. 143-145, 1999.
 [2] Saeki M, Imura J-I, Wada Y, "Flight control design and experiment of a twin rotor helicopter model via 2 step exact linearization", *Proc. IEEE International Conference on Control Applications*,

Vol. 1, pp. 146-151, 1999.
 [3] Gharieb W, Nagib G, "Fuzzy control to multivariable systems case study: helicopter model", *Proc. IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Vol. 1, pp. 400-405, 1996.
 [4] Kang, G., Lee, W. and Sugeno, M., "Design of TSK fuzzy controller based on TSK fuzzy model using pole placement", *Proc. IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Vol. 1, pp. 246-251, 1998.
 [5] Kang, G., Lee, W. and Sugeno, M., "Stability analysis of TSK fuzzy systems", *Proc. IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Vol. 1 pp. 555-560, 1998.
 [6] G. Kang and W. Lee, "Design of Fuzzy Parameter Adaptive Controller", *Proc. International Fuzzy Systems Association World Congress*, PP. 609-612, 1995.
 [7] DongLing Tsay, HungYuan Chung, ChingJung Lee "The adaptive control of nonlinear systems using the Sugeno-type of fuzzy logic" *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, Vol. 7 Issue: 2, pp. 225 -229, April 1999.
 [8] L. X. Wang, "Stable adaptive fuzzy control of nonlinear systems," *IEEE Trans. Fuzzy Syst*, Vol. 4, pp. 32-43, Feb. 1996.
 [9] YoungWan Cho, YangHee Yee, Mignon Park, "An indirect model reference adaptive fuzzy control for SISO Takagi-Sugeno model", *Proc. IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Vol. 1, pp. 474-479, 1999.
 [10] HyungJin Kang, Hongyoup Son, Cheol Kwon, Mignon Park, "A new approach to adaptive fuzzy control", *Proc. IEEE International Conference on Fuzzy Systems*, Vol. 1, pp. 264-267, 1998.
 [11] Li-Xin Wang, *A Course in Fuzzy Systems and Control*, Prentice-Hall, 1997.
 [12] Benjamin C. Kuo, *Automatic Control Systems*, Prentice-Hall, 1995. (Seventh edition).

저 자 소 개



김종화(ZongHua Jin)

1998년 : 중국 할빈공업대학교 제어계측공

학과 (공학학사)

2001년 : 부경대학교 전자공학과(공학석사)

2001년~현재 : 부경대학교 전자공학과 박사과정

관심분야 : 퍼지 및 지능시스템, 적응제어
 Phone : +82-51-620-6464

Fax : +82-51-620-6464
E-mail : jinzh@hanmail.net



장용줄 (YongJool Jang)

1992년 : 부경대학교 전자공학과(공학학사)
1994년 : 부경대학교 전자공학과(공학석사)
1997년~현재 : 부경대학교 전자공학과
박사과정

관심분야 : 지능시스템, 퍼지시스템

Phone : +82-51-620-6464

Fax : +82-51-620-6450

E-mail : yjjang@mail1.pknu.ac.kr



이원창 (WonChang Lee)

1983년 : 서울대학교 제어계측공학과
(공학학사)
1985년 : 한국과학기술원 전기 및 전자공학과
(공학석사)
1992년 : 포항공과대학교 전자전기공학과
(공학박사)

1993년~현재 : 부경대학교 전자공학과 부교수



강근택 (GeunTaek Kang)

1976년 : 서울대학교 응용물리학과
(공학학사)

1984년 : 일본 동경공업대학 시스템과학
(공학석사)

1987년 : 일본 동경공업대학 시스템과학
(공학박사)

1987년~현재 : 부경대학교 전자공학과 교수