

모형 헬리콥터의 자세 제어

김형배*, °박두환**, 김태우**, 하홍곤*** 이준탁****
 * 동아대학교 전기공학과 석사과정 ** 동아대학교 전기공학과 박사과정
 *** 동의대학교 전자공학과 교수 **** 동아대학교 전기공학과 부교수

Attitude Control of Simulated Helicopter

Kim H.B*, °Park D.H**, Kim T.W**, Ha H.G***, Lee J.T****
 * Student of Master course, Dept. of Electrical Eng., Dong-A Univ.
 ** Student of Ph.D. course, Dept. of Electrical Eng., Dong-A Univ.
 *** Ph.D., Professor, Dept. of Electrical Eng., Dong-Eui Univ.
 **** Ph.D., Associate professor, Dept. of Electrical Eng., Dong-A Univ.

Abstracts The helicopter system is non-linear and complex. Furthermore, because of absence of an accurate mathematical model, it is difficult accurately to control its attitude. therefore, we propose a fuzzy control technique to control efficiently its elevation angle and azimuth one. This controller is on the basis of expert's knowledges and his experiences. The simulation results using MATLAB are introduced.

수직각, θ_2 는 수평각(방위각), ω_1 은 Main Rotor의 각속도, ω_2 는 Tail Rotor의 각속도이다.

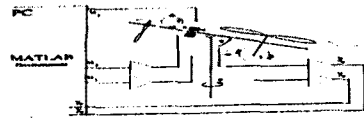


Fig. 1 Sketch Description of Model Helicopter

헬리콥터의 동역학 방정식을 유도하기 위해 Lagrange 방정식과 힙의 평형 법칙을 이용하고, 헬리콥터의 양력은 Main Rotor 속도의 제곱에 비례하고, 헬리콥터의 속도가 Main Rotor의 속도에 비해서 훨씬 작다고 가정한다면 수직 평면 내에서의 헬리콥터에 작용하는 토크는 다음과 같다. (단, 여기서 헬리콥터 속도에 의한 영향은 무시)

$$I\ddot{\theta}_1 = K_{\omega_1}\omega_1^2 + \frac{1}{2}m l^2 \sin^2 \theta_1 - (C_{\theta_1} \text{sign} \dot{\theta}_1 + B_{\theta_1} \dot{\theta}_1) - mg l \sin \theta_1 + K_C \theta_2 \omega_1 \cos \theta_1 \quad (1)$$

여기서,

K_{ω_1} : 공기저항계수 C_{θ_1} : 플롭 마찰 계수
 B_{θ_1} : 점성 마찰계수 m : 질량
 g : 중력 가속도 l : Main Rotor 반경
 K_C : 자이로스코프 이득 l : 몸체 관성 모멘트

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

$$I_2 \sin \theta_1 \ddot{\theta}_2 = K_2 I_2 \sin \theta_1 \omega_2^2 - (C_{\theta_2} \text{sign} \dot{\theta}_2 + B_{\theta_2} \dot{\theta}_2) - \tau_r \quad (2)$$

식 (2)에서 K_2, C_{θ_2} 및 B_{θ_2} 는 상수이며 I_2 는 Tail Rotor의 반경, τ_r 은 주진동기의 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 수 및 보조 서류진동기의 수학적 모델

직류진동기의 토크 τ_j 는 다음과 같다.

$$\tau_j = I_j \omega_j + C_j \text{sign}(\omega_j) + B_j \omega_j + B_M \omega_1 + D_M \omega_j^2 \quad (j=1,2) \quad (3)$$

전기자 전류 i_j 는 다음과 같다

$$i_j = \frac{1}{K_t} (U_j - K_b \omega_j), \tau_j = K_t i_j \quad (j=1,2) \quad (4)$$

식 (3)과 (4)에서 첨자 j 는 $j=1$ 일 때 주진동기, $j=2$ 일 때의 보조 전동기를 의미하며 I_j 는 직류전동기의 관성, C_j 는 전동기의 플롭의 마찰계수, B_j 는 점성마찰계수, B_M 는 공기저항계수(기류

1. 서론

헬리콥터는 전·후진, 정지 비행 및 수직 이·착륙이 가능한 장점을 가지고 있는 대단히 유용한 비행-운송 수단이지만, Rotor를 이용하여 자중(自重)을 들어올림으로써 항력(抗力)을 이겨내는 힘을 발생시켜야 함과 동시에 Rotor에 회전 토크를 발생시키고자 할 때에도 동체(胴體)에 반작용으로 작용되는 보오크류 상쇄시켜야 하는 등 최적의 비행을 위한 제어가 상당히 어려운 것으로 알려져 있다. 이 외에도 돌풍 및 기압변화와 같은 외란에 대해 항상 노출되어 있을 뿐만 아니라, Rotor의 회전속도에 따라 파라미터없이 계속 변하는 등의 어려움이 있는 까닭으로 시스템의 입·출력 관계도 비선형성을 포함하는 다(多)입·출력의 형태로 나타나게 된다. 일반적으로 제어대상을 모델링 하기가 어렵고 비선형성이 큰 경우, 종래의 선형제어 이론만으로는 만족한 성능을 얻지 못할 뿐만 아니라 시스템에 알맞은 수학적 모델을 선정하기도 어렵다. 고전 제어기법 중 하나인 PID 기법을 적용하는 경우, 정상편차는 적지만 부하변동에 의한 과도응답이 악화되는 문제점이 있고, 비교적 유연한 제어 성능을 발휘하는 퍼지 제어기법의 경우도, 최적한 퍼지제어 규칙을 찾아내기가 어려울 뿐만 아니라 제어변수의 양자화 레벨 선정등에 있어서도 문제점이 지적되어 오고 있다.

따라서, 본 논문에서는 대표적인 비선형 동특성을 가지는 헬리콥터의 정지-자세 제어관 목표로 일반적으로 많이 사용되고 있는 PID 제어기와 퍼지 제어기법 시뮬레이션하여 비교하였다.

2. 헬리콥터의 수학적 모델링

2.1 헬리콥터의 동역학 방정식

그림 1은 모형 헬리콥터를 나타내고 있다. 여기서 θ_1 은

완반), D_m 는 공기저항계수(기류 기침), R_s 는 직류전동기의 전기 저항, U_s 는 전동기의 전기자 전압, K_m 는 전동기의 역기전력 상수, K_a 는 토르상수이다.

3. 제어기의 설계

전동기간의 기계적 결합에 의한 영향을 제거하기 위한 구성도가 그림 2에 나타내었고, 여기서 K_c 는 기계적 결합에 의해서 상호간에 미치는 영향을 제거하기 위한 이득을 말한다.

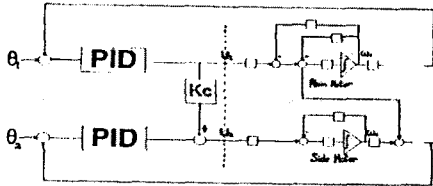


Fig. 2 Block diagram for Eliminating the influence of Mechanical - coupled system

3.1 PID 제어기

PID제어기의 출력 $U(s)$ 는 다음과 같다.

$$U(s) = K_c \left[(W_1(s) - Y_1(s)) + \frac{1}{sT_i} (W_1(s) - Y_1(s)) - \frac{sT_d}{1 + \frac{sT_d}{N}} Y_1(s) \right] \quad (5)$$

식(5)에서 T_i 는 적분시간, T_d 는 미분시간, $Y_1(s) = \theta_1(s)$, $Y_2(s) = \theta_2(s)$ 이다

3.2 퍼지 제어기

일반적으로 퍼지제어기(Fuzzy logic controller; FLC)의 기본구조는 그림3과 같이 네 부분으로 주어진다. 첫째, 퍼지화부(Fuzzification interface)는 현재의 입력값을 받아들여, 필요하다면 그 입력값을 적절한 퍼지공간에 맵핑시켜 퍼지화한다. 둘째, 지식 베이스부(Knowledge base)는 퍼지공간의 경계 및 가능한 변환, 그리고 언어적 값에 상응하는 퍼지집합에 대한 정보를 포함한다. 이 정보는 데이터 베이스를 나타내며 지식베이스에는 언어적 제어 규칙으로 구성된 제어규칙부를 포함한다. 셋째, 퍼지추론 엔진부(Fuzzy Inference Engine)는 선행부로서 지식 베이스에 따라 측정된 입력값에 상응하는 퍼지 제어값을 이 부분에서 결정한다. 넷째, 비퍼지화부(Defuzzification interface)는 퍼지 출력값을 실제 크리스프한 제어 입력값으로 변환시키는 비퍼지화 연산을 행한다.

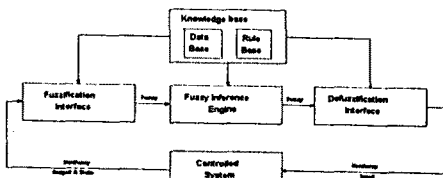


Fig. 3 Basic structure of a Fuzzy Logic Controller system

본 논문에서는 그림 4와 같은 무게 중심법을 이용하여 비퍼지한 대표값 y_0 를 구하는 것으로 퍼지추론을 행하였다.

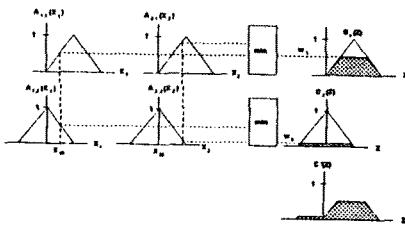


Fig. 4 Inference process of fuzzy inference method

3.2.1 수평각 제어기의 설계

헬리콥터가 원하는 수평각으로 일정한 기울기를 유지하도록 하기 위한 퍼지 제어 규칙은 표 1과 같다.

Table 1 Fuzzy Control Rules for Elevation Angle

$\omega_1 \backslash \theta_1$	NB	NS	ZO	PS	PB
NB	PB	PB	PS	PS	ZO
NS	PB	PS	PS	ZO	NS
ZO	PS	PS	ZO	NS	NS
PS	PS	ZO	NS	NS	NB
PB	ZO	NS	NS	NB	NB

NB : Negative Big NS : Negative Small ZO : Zero PB : Positive Big
PS : Positive Small θ_1 : Elevation Angle ω_1 : Angular Velocity

3.2.2 방위각 제어기의 설계

헬리콥터의 방향을 원하는 방위각에 위치하도록 제어하기 위한 퍼지 제어규칙은 표 2와 같다.

Table 2 Fuzzy Control Rules for Azimuth Angle

$\omega_2 \backslash \theta_2$	N	Z	P
N	P	P	Z
Z	P	Z	N
P	Z	N	N

N : Negative Value Z : Zero Value P : Positive Value θ_2 : Azimuth Angle
 ω_2 : Angular Velocity

그림 5와 6은 수평각과 방위각을 제어하기 위한 각각의 멤버쉽 함수를 나타낸다.

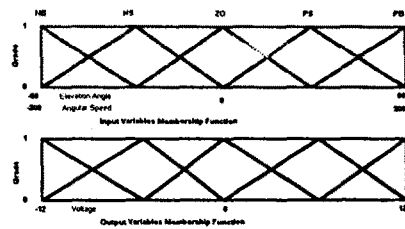


Fig. 5 Membership Function for Elevation Angle

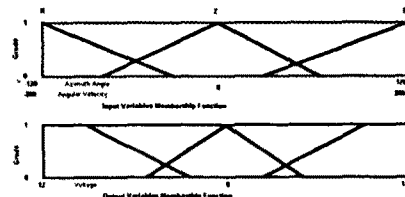
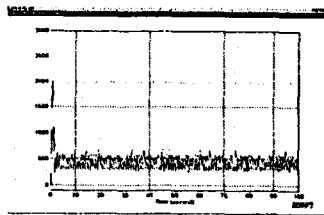


Fig. 6 Membership Function for Azimuth Angle

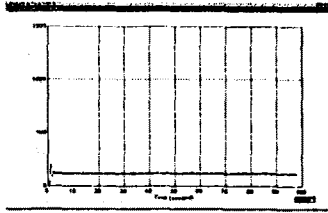
4. 시뮬레이션 결과 및 고찰

그림 7과 8은 PID 제어 및 퍼지제어시 시뮬레이션 결과를 각각 나타내고 있으며, 여기서, 양각의 초기각도 0[Deg], 방위각의 초기각도 180[Deg]인 경우 시뮬레이션 결과를 각각 보여준다. PID 제어기의 최적 성능 파형에 견주어 그림 8에서의 퍼지 제어시의

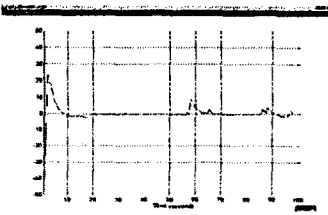
성능에 있어 상승시간이 단축되고, 양호한 성능으로 수렴해 가고 있음을 알 수 있었다.



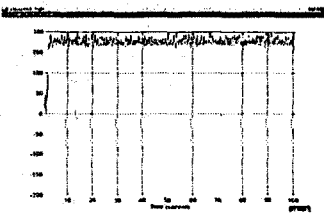
(a) Main Rotor Angular Velocity



(b) Side Rotor Angular Velocity

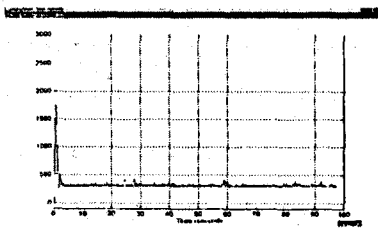


(c) Elevation Angle

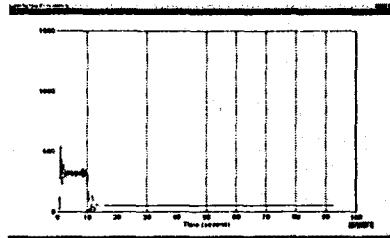


(d) Azimuth Angle

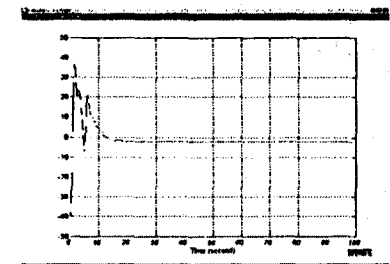
Fig. 7 PID Control Results



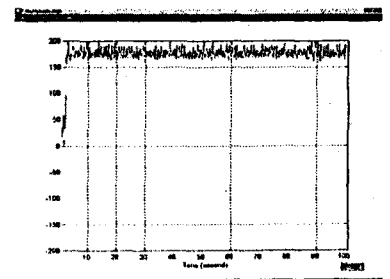
(a) Main Rotor Angular Velocity



(b) Side Rotor Angular Velocity



(c) Elevation Angle



(d) Azimuth Angle

Fig. 8 Fuzzy Control Results

5. 결론

본 논문에서는 대표적인 불안정 비선형 제어 대상으로 알려진 헬리콥터의 경지 자세제어를 제어 목표로 하여 시뮬레이션을 행하였으며, 이를 위한 제어기 설계에 있어서 퍼지 제어기법을 적용하였다. 또한, 퍼지 제어기의 우수하면서도 유연한 제어 성능을 객관적으로 입증하고자 고전 제어기로 현재까지도 널리 사용되고 있는 PID와 그 성능을 비교하였다. 시뮬레이션 결과를 통해 퍼지 제어기의 제어성능을 확인할 수 있었으며 향후, 퍼지 제어기의 규칙을 보다 더 최적하게 생성할 수 있는 기법을 적용한다면 그 응답 특성을 지금보다 훨씬 개선될 수 있으리라 사료된다.

참고문헌

- [1] B. Srinivasan, P. Mullhaupt, T. Baumann, and D. Bouvin. A discrete-time decoupling scheme for a differentially cross-coupled system. 13th IFAC Triennial World Congress, San Francisco, pages 301-306, 1996.
- [2] W. M. Wonham and Morse A.S. Decoupling and pole assignment in linear multivariable systems: A geometric approach. SIAM J. Control and Optimization, 8(1):1-18, February 1970.