

퍼지제어기를 이용한 비행 자세제어

Flight Attitude Control of using a Fuzzy Controller

박종오 · 설재훈 · 김승철 · 임영도

Jong-Oh Park, Jae-Hoon Sul and Sung-Chul Kim, Young-Do Lim

동아대학교 전기 · 전자 · 컴퓨터 공학과

School of Electrical, Electronic & Computer Engineering, Dong-A University

요 약

본 논문에서는 비행물체의 운동에 기초한 지능제어 알고리즘을 사용하여 대기의 환경적 요인과 기체형태 및 추력의 인위적 요인들간의 복잡한 함수관계를 지식과 경험에 의한 제어규칙으로서 비행안정성 확보와 자율비행을 위한 비행 자세제어를 행하였다. 비행 자세제어를 위하여 사용한 지능제어기는 다변수 입력 및 출력이 가능하며 강인성을 지닌 퍼지제어기를 사용하였다. 실험을 위해 모형비행기와 자세 검출용 센서를 제작하고, 비행 전문가의 지식과 경험을 기초로 하여 작성한 제어규칙에 의하여 프로그램 된 퍼지제어기를 수 차례의 시험비행을 통해 제어규칙을 조정한 결과 안정된 자세제어를 행할 수 있었다.

Abstract

The forces and moments at the aircraft c.g. have components due to aerodynamic effects and to engine thrust. For the flight stability and autopilot systems we present a attitude control method using an intelligent control algorithm Which is based on the control rules from experts knowledge concerning the motion equations and other experiences. Then a robust fuzzy controller is developed to control the flight attitude. The controller can deal with multiple inputs and outputs. We have made an aircraft model and the orientation sensor for experimental flights. The control rules based on the flight expert's experience and knowledge can be programmed by fuzzy rules, and determined control rules by experimental flight. We can be stable attitude control by fuzzy controller.

Key Words : Aerodynamic, Attitude control, Experts knowledge, Fuzzy controller

1. 서 론

일반적으로 비행물체는 세 개의 병진운동과 세 개의 회전 운동을 갖는 6-DOF를 지니고 있다. 무게중심에서의 운동은 세 개의 병진운동 방정식으로, 비행기의 축 방향은 세 개의 회전운동 방정식으로 완전하게 기술할 수 있다. 비행물체는 비선형성이 강하므로 모델링에 의한 자세제어를 행하는데 있어서 많은 어려움을 극복하여야 한다. 그러므로, 대부분의 비행조종은 고도의 숙련자와 비행 보조장치에 의해 이루어지고 있는데, 이것을 비행전문가의 조종경험과 지식으로부터 만든 제어규칙으로 자세제어를 할 수 있도록 퍼지제어 알고리즘을 사용하였다[1].

비행자세 검출을 위해 MR 센서를 이용한 Compass와 세라믹 진동자를 이용한 압전 Gyro를 제작하였다. 그리고, Compass는 방위각을 빠르게 계산하기 위하여 별개의 알고리즘을 제안하여 프로그램 되었다. 제작한 장치들을 모형비행기에 장착하고 무선을 통하여 이착륙과 선회 및 수평비행 명령을 내리고, 숙련된 조종경험을 바탕으로 작성된 퍼지제어 규칙을 보완하여 선회비행 실험을 행하였다.

2. 비행자세제어

항공기는 비행도중에 세로운동 및 가로운동을 통해 자세를 유지하거나 방향을 바꾼다. 따라서 본 논문에서는 이들 운동이 모두 일어나는 선회비행을 통해 자세제어를 하고자한다. 그림 1을 이용하여 선회시의 속도, 선회반경, 선회 경사각(bank angle)과 하중계수와와의 관계를 고찰해 보자. 선회할 경우 비행기의 무게중심에 작용하는 힘들은 그림 1과 같이 나타낼 수 있으며, 평형 방정식을 사용하여 수직방향의 힘을 구하면 식 (1)과 같다.

$$L\cos\phi + Tsina_{\tau}\cos\phi - W = 0 \quad (1)$$

where L : Lift T : Thrust W : Weight
 ϕ : bank angle a_{τ} : attack angle

반경방향의 힘은 식 (2)와 같다.

$$L\sin\phi + Tsina_{\tau}\sin\phi - C.F. = 0 \quad (2)$$

비행경로에 대한 힘은 식 (3)과 같다.

$$T\cos a_{\tau} - D - \frac{W}{g} a = 0 \quad (3)$$

접수일자 : 2002년 11월 1일

완료일자 : 2003년 2월 4일

where ϕ : bank angle
 a : acceleration
 C.F. : centrifugal force

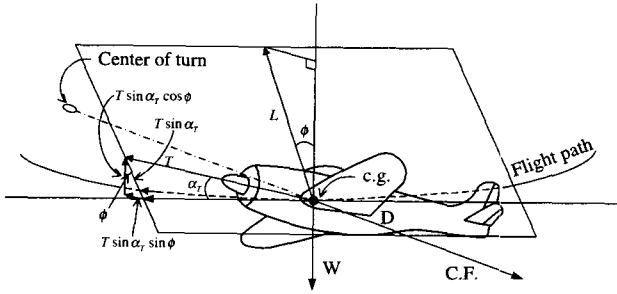


그림 1. 정상선회.
 Fig. 1. Coordinated turn.

식 (2)를 식 (1)으로 나누면

$$\frac{\sin \phi(L + T \sin \alpha_T)}{\cos \phi(L + T \sin \alpha_T)} = \frac{C.F.}{W}$$

이 되며, 이 식에 $W = mg$, $C.F. = \frac{V^2}{R}$ 을 대입하여 정리하면 식 (4)과 같다.

$$\tan \phi = \frac{C.F.}{W} = \frac{V^2}{gR} \quad (4)$$

식 (4)에서 알 수 있듯이 경사각의 Tangent는 선회반경 R에 반비례하고 속도의 제곱에 비례한다.

비행기 Z축(수직축) 방향에 작용하는 힘을 비행기 무게로 나눈 값을 하중계수(load factor)라고 정의하면

$$n = \text{하중계수} = \frac{L + T \sin \alpha_T}{W} \text{가 된다. 식 (1)에서,}$$

$L + T \sin \alpha_T = \frac{W}{\cos \phi}$ 이다. 따라서, 하중계수는 식 (5)과 같다.

$$n = \frac{1}{\cos \phi} \quad (5)$$

정상선회에서의 하중계수는 경사각의 cosine에 반비례함을 알 수 있다.

받음각이 일정한 경우 식 (1)에 $L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S$ 을 대입하고 정리하면, 선회속도 V는 식 (6)와 같다.

$$V = \sqrt{\frac{2(W - T \sin \alpha_T \cos \phi)}{\rho C_L S \cos \phi}} \quad (6)$$

수평선회를 하고 가속도 비행을 하지 않는다면 (3)식은 식 (7)과 같다.

$$T = \frac{D}{\cos \alpha_T} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_D S}{\cos \alpha_T} \quad (7)$$

이 식 (7)을 식 (6)에 대입하면 식 (8)과 같이 표현할 수 있다.

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \cos \phi} \cdot \frac{1}{C_L + C_D \tan \alpha_T}} \quad (8)$$

식 (8)을 살펴보면 경사각이 90° 가되면 속도는 무한대가

된다. 그러나 수평 선회비행시 속도는 이용추력이 항력을 이길 만큼 커야 된다는 제한을 받고, 이 제한 속도는 식 (7)에서 V에 대하여 풀면 얻어진다. α_T 가 아주 작다면, 식 (6)에서 $V = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S \cos \phi}}$ 이 되며, 수평 비행속도를 V_L 이라 하면 선회속도 V와의 관계는 다음 식 (9)와 같이 된다.

$$V = \frac{V_L}{\sqrt{\cos \phi}} \quad (9)$$

따라서, 등속 수평비행에서 경사각을 주어 선회하는 경우 선회속도는 $\frac{1}{\sqrt{\cos \phi}}$ 만큼 작아진다.

수평선회시 선회 반경 R은 식 (4)에서 식 (8)을 대입함으로써 식(10)과 같이 얻어진다.

$$R = \frac{2W}{g \rho S \sin \phi} \frac{1}{C_L + C_D \tan \alpha_T} \quad (10)$$

식 (10)에서 선회반경은 $C_L + C_D \tan \alpha_T$ 가 최대일 때, 즉 비행기가 실속 받음각에 도달할 때 최소가 됨을 알 수 있다. 또한 경사각 ϕ 가 90° ($\sin \phi = 1$)이면 주어진 $C_L + C_D \tan \alpha_T$ 값에 대하여 R이 최소 값을 갖는다는 것을 알 수 있다.

모든 속도에서 최대 추력 상태로 비행한다면 선회 반경에 대한 식은 식 (6)을 식 (4)에 대입하면 식 (11)와 같다.

$$R = \frac{2(W - T \sin \alpha_T \cos \phi)}{g \rho C_L S \sin \phi} \quad (11)$$

대체로 선회시 하강 및 상승각은 15° 이내로 한다. 추력이 일정하다면 최소 선회 반경에 대한 경사각은 식 (11)을 ϕ 로 미분해서 얻을 수 있으므로

$$\frac{\partial R}{\partial \phi} = 0 \text{ 이다. 따라서,}$$

$$\cos \phi = \frac{T \sin \alpha_T}{W} \quad (12)$$

식 (12)에서 알 수 있듯이 최소 선회 반경에 대한 경사각은 T/W(추력-무게비)에 비례하고 또한 경사각이 90° 가 될 수 없다는 것도 명백한 사실이다. ($\cos 90^\circ = 0$ 이므로)

2.1 모형비행기의 자세제어시스템

본 논문에서는 비행 자세제어를 위하여 모형비행기와 자이로-컴파스를 제작하였다. 그림 2는 MIMO(Multi Input Multi Output) 제어시스템 구조이며[3], 비행 자세제어를 위한 옆놀이(roll) 각과 기울기(pitch) 각 제어시스템 블록선도이다. 시스템의 내부루프는 Rate Gyro의 가속도 신호가 되 먹임되어 퍼지제어기의 제어신호와 더해진다. 전달함수 K_p, K_q 는 플랜트가 정상상태인 경우 각속도 신호는 없으나, 직류의 잡음성분이 있으므로 고역통과필터 역할을 하도록 하였다. 내부루프 게환의 효과는 복소 플랜트 극점의 제동효과를 향상시켜준다. 이는 외부루프의 이득을 높이고 페루프 대역폭을 증가시키게된다. 제어기는 루프 전달함수에 영점들을 추가하는데 사용될 수 있으며, 시스템의 종류 및 주파수 영역과 근제적 기법에 의하여 설계되어진다. 본 논문에서는 선회와 이착륙을 위하여 도움날개(aileron)와 승강타(elevator)로써 자세제어를 하도록 하였다[2].

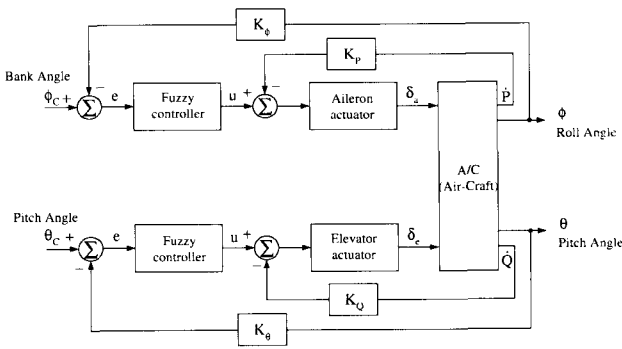


그림 2. 경사각과 킨이각 제어시스템.
Fig. 2. Bank angle and pitch angle control system.

3. 자이로-컴 파스

3.1 자기저항(MR)센서에 의한 COMPASS 제작

지자기장의 세기는 대략 0.5~0.6 gauss 이고, 항상 자북을 향해 지표면에 대하여 평행한 성분이다. 모든 경우에 있어서 지자기장의 수평방향은 항상 자북을 향해 가리키며, 컴파스의 방향을 결정하는데 사용된다[3]. 지역수평면은 지구의 중력 벡터에 수직인 면으로 정의한다. 만일 나침반이 지역 수평면상에 놓여져 있다면, 그때 옆놀이와 킨이각은 0 이 되고, 기수(heading)는 다음 식(13)과 같이 계산할 수 있다.

$$\text{Heading} = \tan^{-1}(Y/X) \quad (13)$$

여기서 X, Y : 지구의 수평자기장 성분

그림 3에서와 같이 만일 나침반이 경사져 있다면, 경사각(roll and pitch)과 3개의 자장성분(X, Y, Z) 모두가

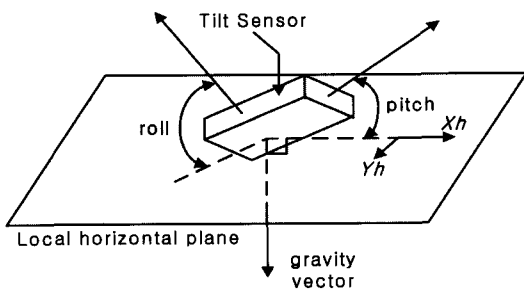


그림 3. 중력의 지역수평면에 기준한 경사센서의 각.
Fig. 3. Tilt sensor angles are referenced to the local horizontal plane defined by gravity.

방위 계산을 위해 사용되어진다. 옆놀이와 킨이각을 결정하기 위한 한가지 방법은 중력방향센서인 경사센서를 사용하는 것이다. 방위 계산은 나침반 방향이 수평면에 대하여 수리적으로 치우쳐 있으면 3개(X, Y, Z)의 자계 성분으로 알 수 있다. 그림 3에서 나침반은 킨이각(θ)와 옆놀이(ψ) 경사각이 오른쪽 전방을 향한 높이를 가리키는 것을 나타내었다. X, Y, 그리고 Z, 값은 식 (14)에 나타난 회전방정식에 의해 수평면(X_h, Y_h)으로 변환 될 수 있다.

$$X_h = X \cos(\psi) + Y \sin(\theta) \sin(\psi) - Z \cos(\theta) \sin(\psi) \quad (14)$$

$$Y_h = Y \cos(\theta) + Z \sin(\theta)$$

먼저 자계 성분이 수평면에서 찾아졌으면, 식 (13)와 식 (15)을 사용하여 방위를 결정하면 된다.

Heading

$$\begin{aligned} \text{for } (X_h < 0) &= 180 - \arctan(Y_h/X_h) \\ \text{for } (X_h > 0, Y_h < 0) &= -\arctan(Y_h/X_h) \\ \text{for } (X_h > 0, Y_h > 0) &= 360 - \arctan(Y_h/X_h) \\ \text{for } (X_h = 0, Y_h < 0) &= 90 \\ \text{for } (X_h = 0, Y_h > 0) &= 270 \end{aligned} \quad (15)$$

본 논문에서는 그림 4와 같이 자기저항센서로부터 얻어진 자기장 신호를 μ -Controller가 쉽고 빠르게 방위각을 계산할 수 있도록 알고리즘을 고안하였다.

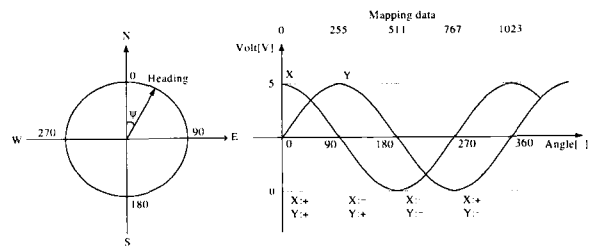


그림 4. MR compass용 방위 알고리즘.
Fig. 4. Azimuth algorithm for MR compass.

3.2 압전센서를 사용한 자이로스코프 제작

자이로스코프는 정밀한 각운동을 측정하기 위해 사용되는 기기이며, 출력신호는 선회로의 각에 비례한다. 항공기가 가속 비행할 때에는 가속도 오차(acceleration error)가 생기고, 약기류 중에서 비행할 때에는 와동오차(turning error)가 생긴다. 본 논문에서는 MURATA사의 3축 각속도센서와 AOSI사의 2축 경사센서를 사용하여 옆놀이 각과 킨이각을 직접적으로 측정하는 자이로스코프를 제작하였다. 유리용기와 비슷한 곳에 전해액이 채워진 경사센서는 센서의 각변위를 액체의 이동으로 모니터링하기 위해 전극을 사용한다. 각속도센서는 진동자 단면이 압전 세라믹으로만 구성된 세라믹 바이모프(bimorph) 진동자이다. 물체 위에 희망하는 장소나 위치에 간단히 장착시킬 수 있으며, 비록 회전중심이 연속적인 운동을 하는 이동물체에서도, 센서가 고정된 위치에 영향을 받지 않고 각속도를 정확하게 검출할 수 있다.

4. 모형비행기의 자세제어 실험

4.1 모형비행기를 이용한 실험장치

그림 5의 사진은 비행 자세제어 실험을 위해 제작한 모형비행기이다. 비행기의 익형은 고익기이며, 배기량이 10cc인 소형 엔진으로 프로펠러의 공기역학 작용에 의하여 추진력을 얻게 하였다. 또한 비행 자세제어 실험을 위해 제작한 μ -Controller와 자이로-컴파스, 액츄에이터(actuator) 등의 장치들이 탑재되어있다.

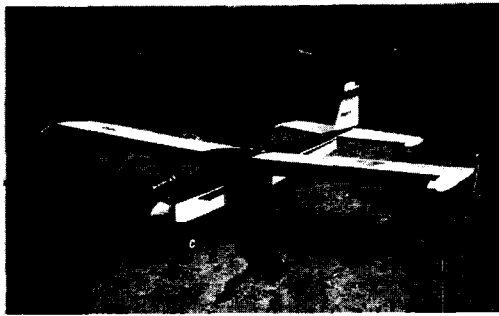


그림 5. 모형비행기 실물사진.
Fig. 5. Photograph of the aircraft model.

모형비행기의 익형(wing type)이 무게중심(center of gravity)에 대한 안정성이 높은 고익(high wing)이므로 날개의 상반각(dihedral)을 작게 하여 조종성을 확보하였다. 그리고 수평 및 수직 꼬리날개는 세로(longitudinal) 안정성과 방향(lateral) 안정성을 지니기 위한 것으로서 형태는 일반적으로 사용되는 것이다.

16bit μ -controller는 내부에 2개의 퍼지제어기가 동작하고 있으며, 도움날개(aileron)와 승강타(elevator)의 액츄에이터를 PWM으로 구동한다. 그리고 정확한 비행 자세제어를 위하여 자이로스코프가 검출한 옆놀이 각 및 기울기 각 신호를 퍼지제어기에 피드백(feed back) 되도록 하였다. 그림 6은 자세제어를 위하여 제작된 실험장치들을 모형 비행기 내부에 장착한 것이다.

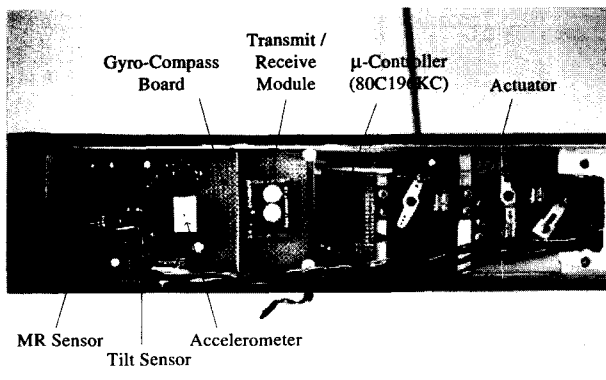


그림 6. 모형비행기 자세제어시스템 사진.
Fig. 6. Photograph of the attitude control device for the aircraft model.

그림의 좌측부분이 기수 방위와 각속도 및 경사각과 받음각을 출력하는 자이로-컴파스이고, 중앙부분이 송·수신 모듈과 16bit μ -Controller(80c196KC)부이다. μ -Controller는 2개의 퍼지제어기가 PWM 출력신호를 만들어내고, 이 신호들은 각각 우측에 있는 도움날개 및 승강타 액츄에이터를 구동시킨다.

4.2 자세제어를 위한 퍼지제어기

선회 비행자세제어를 위한 제어기로써 본 논문에서는 경험자의 지식을 바탕으로 설계가 간단한 퍼지제어기를 사용하였다. 표 1은 비행자세제어를 위한 퍼지제어기의 제어규칙을 나타내었다.

표 1. 퍼지제어규칙
Table 1. Fuzzy control rules

ce \ e	NB	NS	ZO	PS	PB
NB	NB	NB	NB	NS	ZO
NS	NB	NS	NS	ZO	PS
ZO	NB	NS	ZO	PS	PB
PS	NS	ZO	PS	PS	PB
PB	ZO	PS	PB	PB	PB

그리고, 그림 7은 퍼지제어기의 소속함수를 보였다. 퍼지 추론 방법은 MAX-MIN연산을 통해 구해내고, 싱글톤의 비퍼지화 방법을 이용하여 제어신호를 구해내었다.

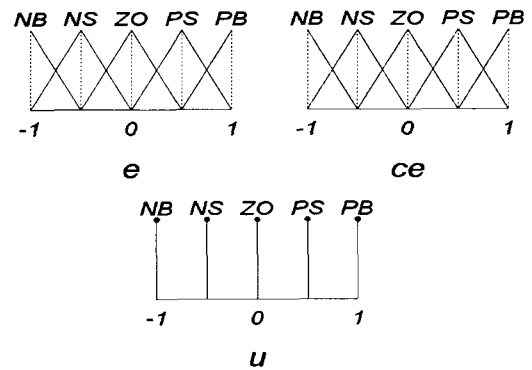


그림 7. 퍼지제어기의 소속함수.
Fig. 7. Membership function for fuzzy controller.

본 논문에서 사용되는 퍼지제어기는 소속함수 조정을 위하여 신경망의 BP학습법을 이용하는 구조로서 그림 8와 같이 입력과 퍼지제어규칙의 전제부와의 소속정도를 계산하는 퍼지 추론부와 비퍼지화 함수를 학습에 의해 함수근사화 된 신경망 형태로 대체시킨 비퍼지화 연산부로 나누어진다. 그리고 이것은 전체가 하나의 신경망 구조로 설명될 수 있다[4].

퍼지 추론부는 입력에 대한 퍼지화와 소속정도를 연산하는 MAX-MIN 추론부분으로 그림 9에서 나타낸 것과 같이 4개의 층으로 구성한다. 그림 8을 참조로 추론부의 개별 층 유니트 구조를 살펴보면 다음과 같다[5].

- i) A층 : 제어기 입력유니트이다.
- ii) B층 : 각 유니트는 언어항을 의미하며, 이 층에서는 입력에 대하여 해당 언어항의 소속정도, 즉 소속함수의 중심과 우측폭과 좌측폭 값을 구한다.
- iii) C층 : 유니트는 각 퍼지규칙의 조건부에 해당되며, B층에서 계산된 소속정도를 최소값(MIN)연산을 통해 합성한다.
- iv) D층 : 각 유니트는 결론부의 언어항에 해당하며 결론부에 있는 퍼지 규칙들의 소속정도를 최대값(MAX)연산을 통해 합성한다.

퍼지 추론부에서 각 층의 유니트 사이의 연결 강도는 1로 고정한다.

그림 9는 제어기의 오차와 오차변화율에 대한 퍼지 소속함수를 나타내었다.

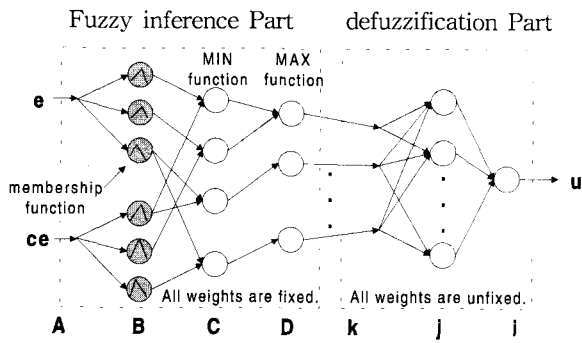
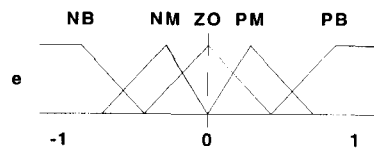
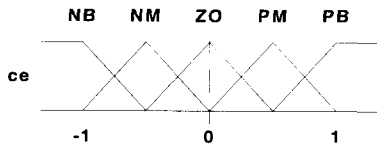


그림 8. 신경망형 퍼지네트워크 구조.
Fig. 8. Structure of neural type fuzzy network.



(a) Fuzzy membership function of error.



(b) Fuzzy membership function of change error.

그림 9. 퍼지소속함수.

Fig. 9. Fuzzy membership function.

4.3 실험 결과

그림 10은 설계한 자기저항센서 컴파스가 검출한 자북에 대한 방위각 신호이다. 그림에서 X축이 방위각이며, Y축은 지자기의 세기를 나타낸 것으로서 대체로 방위각을 잘 찾고 있다. 그리고 90°, 180°, 270° 구간에서 왜곡현상이 나타나는데 이는 미소자계 잡음이 많은 실험실에서 방위각에 대한 지자기 세기를 측정하는 것이 주원인이다. 또한 방위각을 찾기 위한 알고리즘이 각각의 구간에서 왜곡현상이 크게 나타나지 않게 하는 보완이 필요하다. 그러나 자계의 세기는 거리의 제곱에 비례하여 감소하므로, 실험 비행을 할 때 넓은 평지의 상공에서는 자계 잡음에 의한 방위각 오차가 현저하게 감소함을 확인 할 수 있었다.

그림 11과 12는 모형비행기를 이륙시켜 대략 30m 상공에서 수평비행 상태로 만든 다음 무선을 통한 선회명령으로 비행 자세제어 실험을 한 파형이다.

그림 11은 우선회시의 받음각과 경사각의 변화를 나타낸 것으로 먼저 우선회에 대하여 고찰하면, 받음각은 대략 20° 범위에서 $\pm 8^\circ$ 가량의 변동이 발생됨을 알 수 있으며, 경사각은 오프셋 오차가 10° 가량 발생된 상태에서 도움날개의 변위가 발생된 후 2.2초 시점에서 설정된 경사각에 도달된 후 6초 이후부터 서서히 회복되면서 선회가 완료됨을 확인 할 수 있다. 우선회시의 경사각은 최대 40° 가량이며 받음각 변화는 $\pm 8^\circ$ 이내로서 자세제어가 잘 행하여짐을 알 수 있다.

그림 12는 좌선회시의 받음각과 경사각의 변화를 나타낸 것으로 좌선회에 대하여 고찰하면, 받음각은 대략 20° 범위

에서 $\pm 5^\circ$ 가량의 변동이 발생됨을 알 수 있으며, 경사각은 도움날개의 변위가 발생된 후 0.8초 시점에서 설정된 경사각에 도달된 후 5초 이후부터 서서히 회복되면서 선회가 완료됨을 확인 할 수 있다. 좌선회시의 경사각은 최대 40° 가량이며 받음각 변화는 $\pm 5^\circ$ 이내로서 자세제어가 잘 행하여짐을 알 수 있다.

Heading Angle Display

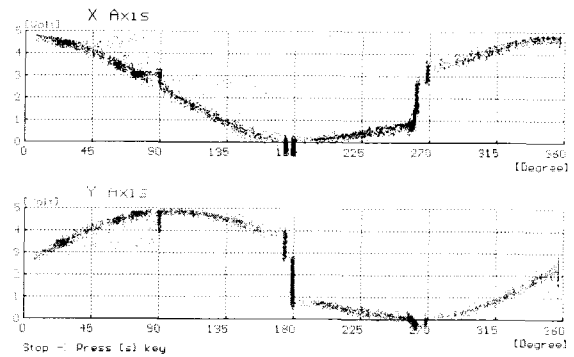


Fig. 10. Plot of heading Angle.

Turning Flight Display

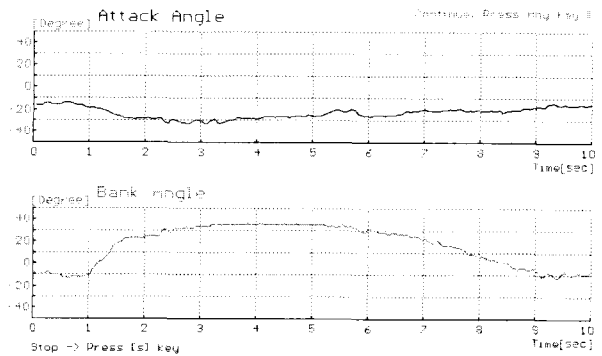


Fig. 11. Angle of attack and bank angle at the right turn.

Turning Flight Display

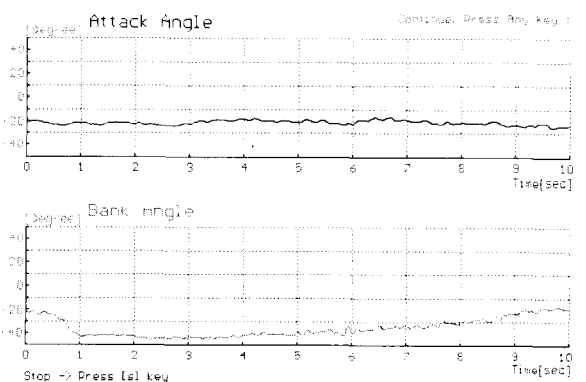


Fig. 12. Angle of attack and bank angle at the left turn.

5. 결 론

실험을 위하여 제작한 자이로는 압전센서를 사용한 것으로서 최대 각속도가 $\pm 60^\circ / \text{sec}$ 로서 오차는 8%이내였으며, 자기저항센서를 사용하여 제작한 컴파스는 미소 자계 잡음에 의한 부분적인 왜곡현상이 발생되었으나 대략 1° 가량의 방위 정확도를 얻을 수 있었다. 그리고 퍼지제어기에 의한 2개의 제어시스템이 서로 결합된 관계로 이들 사이의 함수관계는 더 많은 연구가 필요할 것으로 생각되며, 본 논문에서 제안한 기술이와 옆놀이 MIMO 제어시스템과 퍼지제어기로도 실제 항공기의 자율비행을 위한 자세제어에 응용할 수 있음을 실험을 통하여 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1]. T. Hung Nguyen, "Fuzzy Modeling and Control," *Nadipuram, 1998 by CRC Press*, pp. 13-43, 1998.
- [2]. A. S. Morse and F. M. Dait, "MIMO Design Models and Internal Regulators for Cyclicly-Switched Parameter-Adaptive Control Systems," *Proceedings of 1993 American Control Conference, San Francisco, California*, pp. 1349-1353, June 1993.
- [3]. M. J. Caruso, "Applications of Magnetoresistive Sensors in Navigation Systems," *Sensors and Actuators 1997, SAE, SP-1220*, pp. 15-21, 1997.
- [4]. J. O. Park, J. H. Sul and Y. G. Choo and Y. D. Lim, "The Study on Constant Power Control for the time-varying Load in the High Frequency Induction Heating," *제어 및 자동화시스템공학회 대구·경북지부 학술발표논문집*, pp. 85-90, Jun 2001.
- [5]. S. Horikawa, T. Furuhashi, and Y. Uchikawa, "On the fuzzy modeling using fuzzy neural networks with the back-propagation algorithm," *IEEE Trans. On Neural Networks*, Vol. 3, no. 5, pp. 801-806, 1992.

저 자 소 개



박종오(Jong-oh Park)

1989년 동아대학교 전자공학과 졸업.
1998년 동 대학원 전자공학과 석사졸업.
2002년 동 대학원 전자공학과 박사.
2002년~현재 삼신전자산업 연구실장.

관심분야 : 지능제어, 항공기유도제어, 전력전자, 전자회로설계.

Phone : 051-200-6735

Fax : 051-200-7712

E-mail : g9672291@donga.ac.kr



실재훈(Jae-hoon Sul)

1994년 : 동아대학교 전자공학과 졸업.
1996년 : 동 대학원 전자공학과 석사.
2000년 : 동 대학원 박사졸업. 2000년 동아대학교 BK21 산업자동화 및 정보통신 인력양성팀 Post-Doc.

관심분야 : 지능제어, 전력제어, 산업응용 마이크로컨트롤시스템 설계.

Phone : 051-200-6735

Fax : 051-200-7712

E-mail : sjh6733@donga.ac.kr



김승철(Sung-chul Kim)

1995년 : 동아대학교 전자공학과 졸업.
1997년 : 동 대학원 전자공학과 석사.
2002년~현재 : 동 대학원 전자공학과 박사

관심분야 : 지능제어, 차량제어, 유전알고리즘

Phone : 051-200-6735

Fax : 051-200-7712

E-mail : maverick@smail.donga.ac.kr



임영도(Young-do Lim)

1973년 : 동아대학교 전자공학과 졸업.
1978년 : 동 대학원 전자공학과 석사.
1987년 : 동 대학원 전자공학과 박사.
1988년~현재 : 동아대학교 전자공과 교수.

관심분야 : 지능제어, 전력전자, 고주파유도가열

Phone : 051-200-7709

Fax : 051-200-7712

E-mail : ydlim@daunet.donga.ac.kr