

## Type-2 Fuzzy logic에 기반 한 고속 항공기의 횡 운동 제어

# Lateral Control of High Speed Flight Based on Type-2 Fuzzy Logic

송진환 · 전홍태<sup>†</sup>

Jin-Hwan Song and Hong-Tae Jeon

중앙대학교 공과대학 전자전기공학부

<sup>†</sup> School of Electrical and Electronics Engineering, Chung-Ang University

### 요약

항공기의 제어 시스템 설계에 있어 두 가지 어려움이 있다. 즉 항공기의 동적 특성이 비선형 특성을 갖고 있고 그 파라미터 값들이 시간 혹은 비행 조건에 따라 변화하는 시변 특성을 갖고 있다는 점이다. 그럼에도 불구하고 고전적인 제어 이론을 활용한 신뢰성 높고 효율적인 제어 기법들이 계속 개발되어 왔으나 정확한 이론적 분석이 수반되지 않으면 항공기의 성능, 강건성, 그리고 안전성조차도 확보하기 어려운 문제점을 갖는다.

이에 최근에는 퍼지 논리, 신경망, 유전자 알고리즘으로 대표되는 지능 제어 기법을 활용한 항공기 제어 시스템 개발이 시도 되고 있다. 본 논문에서는 기존의 퍼지 논리가 갖고 있는 불확실성에 대한 취약점들을 크게 감소시킬 수 있는 Interval Type-2 퍼지 논리 이론을 기반으로 고속 항공기의 지능형 비행 횡 제어 시스템을 개발하고 컴퓨터 모의실험에 의해 그 효용성을 입증한다.

**키워드** : 비선형제어, 지능제어, 불확실성, Type-2 퍼지논리 제어, 항공기 횡 제어

### Abstract

There exist two major difficulties in developing flight control system: nonlinear dynamic characteristics and time-varying properties of parameters of aircraft. Instead of the difficulties, many high reliable and efficient control methodologies have been developed. But, most of the developed control systems are based on the exact mathematical modelling of aircraft and, in the absence of such a model, it is very difficult to derive performance, robustness and nominal stability. From these aspects, recently, some approaches to utilizing the intelligent control theories such as fuzzy logic control, neural network and genetic algorithm have appeared. In this paper, one advanced intelligent lateral control system of a high speed fight has been developed utilizing type-2 fuzzy logic, which can deduce the uncertainty problem of the conventional fuzzy logic. The results will be verified through computer simulation.

**Key Words**: Nonlinear Control, Intelligent Control, Uncertainty, Type-2 Fuzzy Logic Control, Flight Lateral Control

### 1. 서론

항공기의 제어시스템 설계에 있어 두 가지 어려움이 있다. 즉 항공기의 동적특성이 비선형 특성을 갖고 있고 그 파라미터 값들이 시간 혹은 비행조건에 따라 변화하는 시변특성을 갖고 있다는 점이다. 그리고 항공기 비행에 영향을 미치는 모든 주변 환경을 정확히 고려한다는 것은 불가능하다는 점이다.

그럼에도 불구하고 고전적인 제어이론에 기반 한 신뢰성 높고 효율적인 제어기법들이 계속 개발되어 왔다. 대표적으로 다양한 동작 점에서 선형화기법을 활용해 항공기의 시 불변 선형화 모델을 얻고 이를 토대로 각

gain들을 조정하는 Gain scheduling[1] 방식을 들 수 있다. 그러나 이 방식은 정확한 이론적분석이 수반되지 않으면 항공기의 성능, 강건성, 그리고 안전성조차도 확보하기 어려운 한계점을 갖는다. 이외에 항공기 모델의 간략화 및 선형화에 기반을 둔 feedback linearization[2]과 같은 비선형제어, robust dynamic inversion[3], Lyapunov functions[4], receding horizon control[5]등과 같은 제어기법들을 들 수 있다.

진전된 연구결과들로 비선형 6자유도 동적모델에 기반 한 비선형제어시스템[6], complex multiple structure design techniques[7], 그리고 적응제어시스템 등을 들 수 있으나 이들 역시 정확한 항공기의 수학적 인 모델을 얻기 위한 매우 힘들고 반복적인 환경 실험을 필요로 한다는 점에서 기존 제어이론의 속성을 크게 벗어나지 못하고 있다.

이에 최근에는 제어시스템 개발에 있어 많은 유연성과 편의성 그리고 적응성을 제공할 수 있는 지능제어 기법들이 항공기분야에서 주목을 받고 있고 다양한 연구가 이루어지고 있다. 특히 지능제어에서는 많은 풍동 실험을 통해 측정 되는 공기역학계수에 대한 자료 없이 학습이나 항공기 조종사의 경험을 활용하는 자기 적응적 제어방식이라는 점에서 많은 관심을 받고 있다. 비

접수일자: 2013년 9월 23일

심사(수정)일자: 2013년 10월 7일

게재확정일자 : 2013년 10월 14일

<sup>†</sup> Corresponding author

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

선형 신경망제어[2][8][9], 그리고 퍼지제어[8][10] 같은 기법들을 활용한 연구들을 대표적으로 들 수 있다.

한편 항공기의 비행제어는 크게 종 운동제어(longitudinal motion control) 과 횡 운동제어(lateral motion control)나눌 수 있다. 이러한 항공기의 운동은 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw값) 들에 의해 지배되고 이 값들은 주 날개의 에일러론(aileron), 꼬리 날개에 있는 승강키(elevator) 그리고 수직 안정판(vertical stabilizer)에 있는 방향키(rudder)에 의해 정해진다. 종 제어에서는 항공기의 고도와 속도 그리고 횡 제어에서는 횡적비행이 주요 제어대상이며 각각 피치(pitch)/추력(trust) 제어와 롤(roll)/요(yaw)제어를 필요로 한다..

본 논문은 Interval Type-2 퍼지논리론을 활용한 고속항공기의 지능형 횡 제어시스템을 제시하며 2장에서는 Type-2 퍼지논리, 제 3장에서는 Interval Type-2 퍼지논리에 기반 한 지능형 횡 제어시스템 그리고 제 4장에서는 본 연구에서 제시하고 있는 횡 제어시스템의 효용성을 컴퓨터 모의실험 통해 입증 한다. 마지막 제 5장에서 본 연구에 대한 결론 및 향후 연구방향을 기술 한다.

## 2. Type-2 퍼지 논리 시스템

일반적으로 퍼지논리시스템은 퍼지규칙으로 구성되어 있다. 이러한 규칙들을 구성하기위해 활용하는 지식(전문가의 경험 과 실험 데이터)들은 불확실성을 갖기 때문에 상응한 규칙들의 조건부와 결론부의 소속 함수 들은 불확실성을 그대로 갖는다. 비록 고전적인 Type-1 퍼지논리시스템이 여러 분야에서 광범위하게 적용되어 많은 성공적인 결과[11][12]들을 도출 하였으나 더욱 정교한 퍼지시스템에 필수적인 불확실성의 최소화를 유도할 수 있는 방법을 찾는 데에는 한계를 갖는다. Zadeh는 불확실성을 최소화 하기위한 방법으로 Type-2 퍼지 개념을 제안하였다[13].

Type-2 퍼지집합에서는 크리스프 소속 함수(Crisp membership function)를 갖는 Type-1 퍼지집합과는 달리 소속 함수 값이 또 다른 퍼지집합으로 정의 된다. 이러한 개념은 정확한 소속 함수를 얻기가 매우 어려운 실세계에서 불확실성을 최소화 할 수 있는 유용한 방법으로 널리 인정되고 있다. 그림[1]은 Type-2 퍼지집합에서의 전형적인 소속 함수의 한 예를 보여주고 있다.

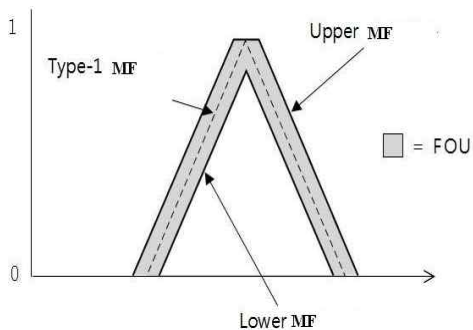


그림 1. Type-2 퍼지 소속 함수  
Fig. 1. Type-2 Fuzzy fuzzy membership function

그리고 Type-2 퍼지 소속 함수의 수학적 정의는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \tilde{A} &= \{((x,u), \mu_{\tilde{A}}(x,u)) | \forall x \in X, \forall u \in J_x \subseteq [0,1]\} \quad (1) \\ &= \int_{x \in X} \mu_{\tilde{A}}(x)/x \\ &= \int_{x \in X} \left( \int_{u \in J_x} 1/u \right) / x \quad J_x \subseteq [0,1] \end{aligned}$$

여기에서  $J_x$ 는  $x$ 의 primary 소속 함수 값,  $\mu_{\tilde{A}}(x,u)$ 는 secondary 소속 함수 이며 만약  $\mu_{\tilde{A}}(x,u) = 1, \forall u \in J_x \subseteq [0,1]$ 이면 Interval type-2 소속 함수라 한다.

Type-2 퍼지 집합은 불확실성을 나타내기 위해 Footprint Of Uncertainty(FOU) 개념을 활용한다. FOU는 불확실성을 나타내는 영역으로 표현되며 향후 연산 과정에 있어 연산과정의 단순화에 매우 중요한 역할을 한다.

한편 Type-2 퍼지논리시스템은 기본적으로 Type-1 퍼지논리시스템과 유사한 구조를 갖고 있으며 퍼지화기(fuzzifier), 퍼지규칙 베이스(fuzzy rule base), 추론 시스템(inference system), 출력 단(output processing)등으로 구성 된다. 기존의 Type-1 퍼지논리시스템 중요한 차이는 출력 단이 타입감소기(type-reducer)와 비 퍼지화기(defuzzifier)로 구성되어 있다는 점이다. 그림[2]는 전형적인 Type-2 퍼지논리시스템 구성을 보여주고 있다.

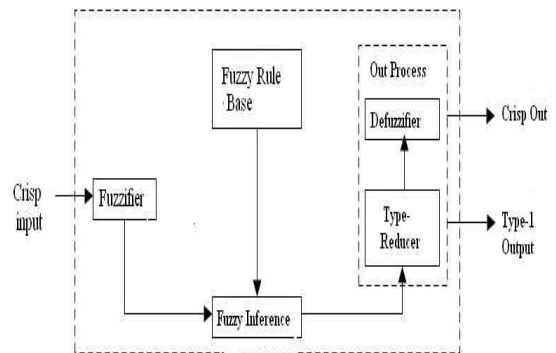


그림 2. Type-2 퍼지논리시스템  
Fig. 2. Type-2 Fuzzy Logic System

Type-2 퍼지논리시스템 의 각 부분기능을 요약하면 다음과 같다[14][15].

### 퍼지화기 (Fuzzifier)

퍼지화기는 크리스프(crisp)한 수치적 정보를 Type-2 퍼지집합으로 변환한다. type-1과 같이 여러 방법들이 있으나 Type-2 싱글레톤(singleton) 방법을 주로 사용한다. 소속 함수 값은 다음과 같이 정의 된다.

$$\mu_{\tilde{A}_x}(x) = \begin{cases} 1/1 & \text{if } x = x' \\ 1/0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2)$$

### 퍼지 규칙 베이스(Fuzzy Rule Base)

Type-2 규칙베이스를 구성하는 퍼지규칙들은 Type-1과 같은 IF~THEN 형식을 유지하나 전 건부

(antecedent) 나 후 건부(consequent)의 퍼지변수들이 Type-2 소속 함수 값을 갖는다. 한 예로

$$R^l : IF \text{ is } x_1 \text{ is } \tilde{F}_1^l \text{ and } \dots x_p \text{ is } \tilde{F}_p^l, \text{ THEN } y \text{ is } \tilde{G}^l \quad (3)$$

여기에서  $R^l$  은 규칙베이스의  $l$ 번째 규칙을 의미하며 퍼지변수  $\tilde{F}_i^l$  과  $\tilde{G}^l$ 는 Type-2 소속 함수를 갖는다.

**퍼지 추론 시스템(Fuzzy Inference System)**

퍼지 추론 시스템은 규칙베이스에 있는 퍼지규칙들로부터 임의의 type-2 퍼지입력 변수에 대한 type-2 퍼지출력을 추론을 통해 구한다. 이 추론과정을 요약하면 다음과 같다.

먼저 임의의 입력  $x'$  에 대한 규칙(3)의 전반부 연산 결과는 다음과 같다.

$$F^l(x') = [ \underline{f}^l(x'), \overline{f}^l(x') ] \equiv [ \underline{f}^l, \overline{f}^l ] \quad (4)$$

여기에서

$$\underline{f}^l(x') = \underline{\mu}_{\tilde{F}_1^l}(x'_1) * \dots * \underline{\mu}_{\tilde{F}_p^l}(x'_p) \quad (5)$$

$$\overline{f}^l(x') = \overline{\mu}_{\tilde{F}_1^l}(x'_1) * \dots * \overline{\mu}_{\tilde{F}_p^l}(x'_p) \quad (6)$$

이고 (\*) 는 T-norm 연산자이다.

**출력 단 (Output Processing Unit)**

Type-1 과 Type-2 퍼지논리시스템의 출력 단에 있어 큰 차이점은 타입감소기(Type-reducer)의 유무에 있다. 타입감소기는 추론시스템에서 나온 Type-2 추론 값을 Type-1으로 변환하며 현재까지 여러 가지 방법들이 제안되고 있다. 대표적인 방식들로,

- Centroid type-reduction
- Hight type-reduction
- Modified height type-reduction
- Center of sets type-reduction

있으나 Centroid type-reduction이 광범위하게 활용되고 있다.

**3. Interval Type-2 Fuzzy Logic을 이용한 고속 항공기 횡 제어시스템**

**3.1 항공기의 운동방정식**

일반적으로 항공기의 6 자유도 운동방정식은 다음과 같은 가정 하에 유도된다.

- 지구 표면에 고정된 좌표계를 Newton법칙이 성립하는 관성좌표계로 사용함.
- 항공기는 강체이고 그 질량과 질량 분포는 일정하고 자유도는 6임.
- 항공기에 작용하는 힘은 일정 크기의 중력, 공기역학적 힘. 그리고 추력뿐 임.

- 운동 방정식은 항공기의 무게중심을 원점으로 하고 항공기에 고정된 좌표계 상에서 정의된다.

상기 가정 하에 Newton의 제 2법칙을 항공기 강체에 적용하면 힘 동적방정식 (식(7~9))과 모멘트 동적방정식(식(10~12))을 다음과 같이 얻게 된다[7].

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{qs}{m} C_x - g \sin \theta + \frac{T}{m} \quad (7)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{qs}{m} C_y + g \sin \phi \cos \theta \quad (8)$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{qs}{m} C_z + g \cos \phi \cos \theta \quad (9)$$

$$\dot{p} = (J_1 r + J_2 p)q + J_3 L + J_4 N \quad (10)$$

$$\dot{q} = J_5 pr - J_6 (p^2 - r^2)q + J_2 M \quad (11)$$

$$\dot{r} = (J_8 p - J_2 r)q + J_4 L + J_9 N \quad (12)$$

여기에서  $(u, v, w)$ 는 항공기 몸체에 설정된 좌표계  $(x, y, z)$  상의 속도 성분들이고,  $(\phi, \theta, \psi)$ 는 롤 각(roll angle), 피치 각(pitch angle), 요 각 (yaw angle),  $(p, q, r)$ 은 롤 율(roll rate), 피치 율(pitch rate), 요 율(yaw rate)이다(그림 3 참조). 또한  $T$ 는 추력(lb),  $m$ 은 항공기 질량,  $(L, M, N)$ 은 공기역학적 관성력, 그리고 관성모멘트 항( $J_i, i = 1, 2, \dots, 9$ )들은 다음과 같이 정의 된다.

$$\Gamma = I_X I_Y - I_{XZ}^2 \quad (13)$$

$$J_1 = (I_Y I_Z - I_Z^2 - I_{XZ}^2) / \Gamma \quad (14)$$

$$J_2 = (I_X - I_Y + I_Z) I_{XZ} / \Gamma \quad (15)$$

$$J_3 = I_Z / \Gamma \quad (16)$$

$$J_4 = I_{XZ} / \Gamma \quad (17)$$

$$J_5 = (I_Z - I_X) / I_Y \quad (18)$$

$$J_6 = I_{XZ} / I_Y \quad (19)$$

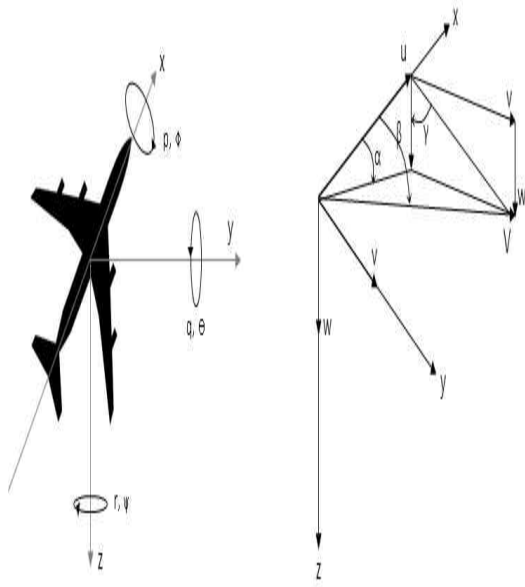
$$J_7 = 1 / I_Y \quad (20)$$

$$J_8 = [I_X (I_X - I_Y) + I_{XZ}^2] / \Gamma \quad (21)$$

$$J_9 = I_X / \Gamma \quad (22)$$

여기에서  $(I_X, I_Y, I_Z)$ 는 항공기 고정 좌표계의 x축, y축, z축상의 관성모멘트,  $I_{XZ}$ 는 x-y

평면상에서의 관성 항들의 곱들이다.



(a) 항공기의 기본 좌표계. (b) 항공 역학 용어 정의

그림 3. 항공기 좌표계 및 항공역학 용어: 속도( $u, v, w$ ), 각 ( $\phi, \theta, \psi$ ), 각 율( $p, q, r$ ). 공격 각 ( $\alpha$ ), 사이드-슬립 각( $\beta$ ), 뱅크 각 ( $\gamma$ ), 그리고 속도벡터 ( $V$ )  
 Fig. 3. Aerodynamic nomenclature: Velocities ( $u, v, w$ ), angles ( $\phi, \theta, \psi$ ), angular rates ( $p, q, r$ ). angle of attack ( $\alpha$ ), side-slip angle( $\beta$ ), bank angle( $\gamma$ ), and velocity vector ( $V$ )

또한 항공기의 동역학(kinetic) 방정식(식(23~25)) 과 비행 위치정보 식(식(26~28)) 들은 다음과 같이 유도된다[15].

$$\dot{\phi} = q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \quad (23)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (24)$$

$$\dot{\psi} = r \cos \phi \sec \theta + q \sin \phi \sec \theta \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \dot{P}_N = & u \cos \theta \cos \psi + v (-\cos \phi \sin \psi \\ & + \sin \phi \sin \theta \cos \psi) + w (-\sin \phi \cos \psi \\ & + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \end{aligned} \quad (26)$$

$$\begin{aligned} \dot{P}_E = & u \cos \theta \sin \psi + v (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + \\ & w (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \end{aligned} \quad (27)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - \cos \phi \sin \theta \quad (28)$$

여기에서 ( $P_N, P_E$ )는 북쪽과 동쪽 상의 항공기 위치 그리고  $h$  는 항공기의 고도이다.

### 3.2 고속 항공기의 Type-2 퍼지 횡 제어 시스템

일반적으로 퍼지논리제어 시스템은 전문가의 경험이나 실험 자료로부터 이루어진 언어변수에 기반 한 제어 전략을 규칙화함으로써 모호성을 최소화 하는데 많은 장점을 갖고 있다. 항공기와 같이 수학적인 분석이 쉽

지 않은 경우 퍼지논리의 효율성은 매우 높을 것이다. 즉 항공기 조종에 있어 조종사의 비행규범 과 경험을 규칙화함으로써 비행에 따른 조종사의 피로감에 따른 불안정을 최소화 할 수 있고 긴급 대응성을 크게 강화할 수 있다.

항공기의 횡 운동은 요 각(yaw angle)과 롤 각(roll angle)의 제어에 의해 이루어지며 피치 (pitch)제어와는 독립적이다. 요 제어는 꼬리 날개의 방향타(rudder) 조작에 의해 이루어지고, 롤 제어는 주 날개의 에일러론(aileron)에 의해 이루어진다. 또한 항공기 앞부분의 코(nose) 방향 과 지구 고정 기준좌표계의 진 북쪽(true north) 축과의 사이 각으로 정의 되는 방위각(heading angle)  $\bar{\psi}$ 는 에일러론에 의한 롤 각과 방향타에 의한 요 각들에 의해 복합적으로 결정되며 횡 운동제어에 있어 주요한 입력변수 중에 하나이다.

횡 제어를 위한 퍼지제어기( fuzzy logic controller)를 구성하기위해 방위각(heading angle) 오차  $\bar{\psi}_e$  를 다음과 같이 정의 한다.

$$\bar{\psi}_e = \bar{\psi}_r - \bar{\psi} \quad (29)$$

여기에서  $\bar{\psi}_r$  은 명령방위각이며  $\bar{\psi}$  는 실제 방위각이다.

고속 항공기의 방위각 오차  $\bar{\psi}_e$  와 명령 방위각 율(heading angle rate)  $\nabla \bar{\psi}$  를 입력(규칙의 전건 부)변수로, 롤 각(혹은 에어론 변위 값)과 요 각(혹은 방향타 변위 값)을 출력(규칙의 후건 부)변수로 하였을 때, 소속 함수들은 그림 4 와 그림 5 그리고 규칙베이스들은 표 1 과 같이 구성한다. 아래 모든 퍼지 소속 함수의 universe of discourse는 정량화된(normalized) 값이다.

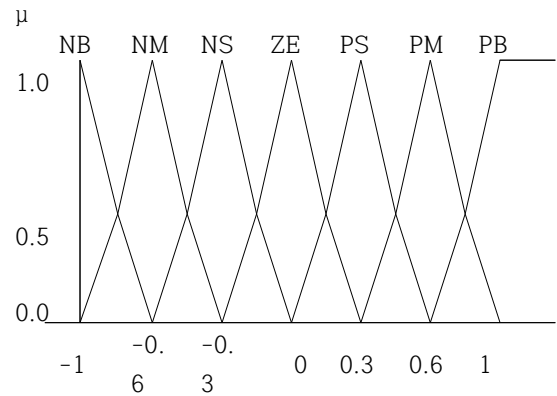


그림 4.  $\bar{\psi}_e$ 와  $\nabla \bar{\psi}$ 의 Type-1퍼지 소속 함수  
 Fig. 4. Type-1 fuzzy membership function of  $\bar{\psi}_e$  and  $\nabla \bar{\psi}$

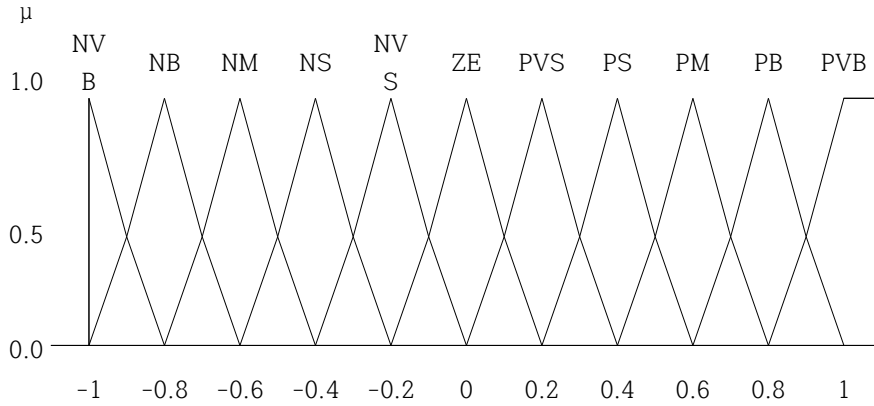


그림 5. 롤 각 과 요 각들의 Type-1 퍼지 소속 함수  
Fig 5. Type-1 fuzzy membership functions of roll angle and yaw angle

표 1. 롤 각 과 요 각들의 Type-1 퍼지 규칙베이스  
Table 1. Type-1 fuzzy rule basis of roll angle and yaw angle

$\nabla\bar{\Psi}$ \ $\bar{\Psi}_e$	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	NVB	NB	NB	NM	NS	NVS	ZE
NM	NB	NB	NM	NS	NVS	ZE	PVS
NS	NB	NM	NS	NVS	ZE	PVS	PS
ZE	NM	NS	NVS	ZE	PVS	PS	PM
PS	NS	NVS	ZE	PVS	PS	PM	PB
PM	NVS	ZE	PVS	PS	PM	PB	PB
PB	ZE	PVS	PS	PM	PB	PB	PVB

그리고 Type-2 퍼지논리를 이용한 퍼지 규칙베이스는 다음과 같이 구성한다. 먼저 입력 변수(규칙의 전건부)들인 방위각 오차 ( $\bar{\Psi}_e$ )와 방위각 율 ( $\nabla\bar{\Psi}$ ) 들을 5단계 (NB, NS, ZE, PS, PB)로, 출력(규칙의 후건부) 변수들인 롤 각 과 요각들을 7단계 (NB, NM, NS, ZE, PS, PM, PB)로 분류한다. 그림 6과 그림 7은 입출력 변수들의 Type-2 퍼지 소속 함수들이고 표 2는 Type-2로 구성된 횡 제어 퍼지규칙 베이스이다. Type-1과 마찬가지로 모든 Type-2 퍼지 소속 함수는 정상화된(normalized) universe of discourse에서 정의 된다

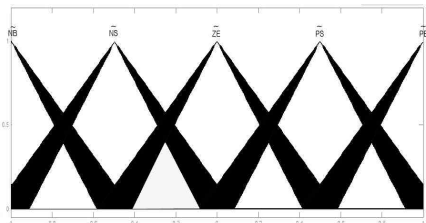


그림 6. 입력  $\bar{\Psi}_e$ 와  $\nabla\bar{\Psi}$  의 Type-2 퍼지 소속 함수

Fig. 6. Type-2 fuzzy membership function of input  $\bar{\Psi}_e$  and  $\nabla\bar{\Psi}$

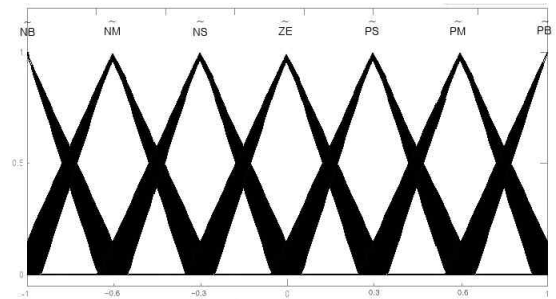


그림 7. 출력 롤 각과 요 각의 Type-2 퍼지 소속 함수

Fig. 7. Type-2 fuzzy membership function of output roll angle and yaw angle

표 2. 출력 롤 각 과 요 각 제어를 위한 Type-2 퍼지규칙

Table 2. Type-2 fuzzy rule basis of the output roll angle and yaw angle

$\nabla\bar{\Psi}$ \ $\bar{\Psi}_e$	$\sim NB$	$\sim NS$	$\sim ZE$	$\sim PS$	$\sim PB$
$\sim NB$	$\sim NB$	$\sim NB$	$\widetilde{NM}$	$\sim NS$	$\sim ZE$
$\sim NS$	$\sim NB$	$\widetilde{NM}$	$\sim NS$	$\sim ZE$	$\sim PS$
$\sim ZE$	$\widetilde{NM}$	$\sim NS$	$\sim ZE$	$\sim PS$	$\widetilde{PM}$
$\sim PS$	$\sim NS$	$\sim ZE$	$\sim PS$	$\widetilde{PM}$	$\sim PB$
$\sim PB$	$\sim ZE$	$\sim PS$	$\widetilde{PM}$	$\sim PB$	$\sim PB$

그림 8은 항공기 횡 제어(lateral control)를 위한 Type-2 퍼지제어 시스템이다.

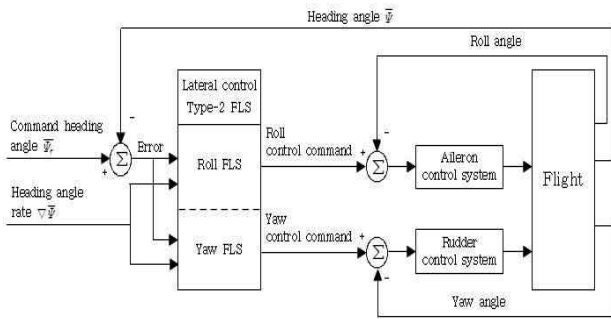


그림 8. 항공기의 횡 제어 Type-2 퍼지논리 제어시스템

Fig. 8. Type-2 fuzzy logic lateral control system for an airplane

4. 모의실험

본 논문에서 제안한 항공기의 지능형 횡 제어시스템을 모의 실험하기 위해 F4 phantom 전투기[16]를 모의대상 항공기로 채택하였고 F4 전투기의 운동방정식과 제어시스템을 그림 9와 같이 Simulink상에서 구현하였다.

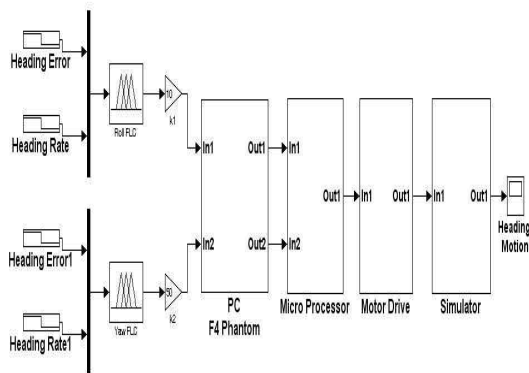
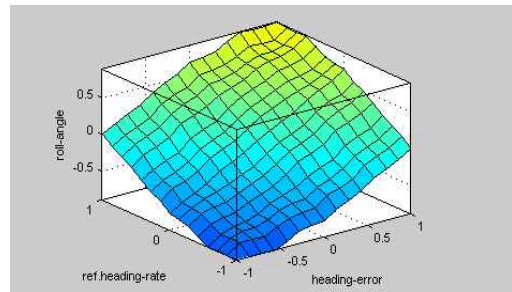


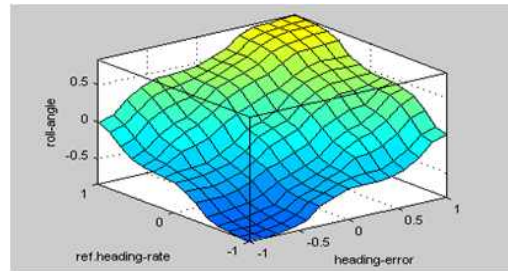
그림 9. Simulink 상에서 F4 phantom 전투기와 퍼지 제어시스템의 구현

Fig. 9. Implementation of F4 phantom jet fighter and fuzzy logic control system on the Simulink

그림 9에서의 Roll FLC( fuzzy logic controller), Yaw FLC들을 Type-1 과 Type-2 퍼지 논리를 이용해 각각 구성하였다. 특히 Type-2 퍼지제어기 구성에 있어 추론시스템은Mandani의 직접추론 법을 활용하였고, 타입감소기(Type-reducer) 방식으로는 KM Algorithm을 기반으로 한 Centroid of sets방식을 채택 하였다. 그림 10과 그림 11이 이들 제어기의 입출력 특성을 3D 상에서 보여주고 있으며 3D의 각 축은 해당 변수의 정규화 된 값이다. 25개의 규칙으로 구성된 Type-2 퍼지제어기가 49개의 규칙으로 구성된 Type-1 퍼지제어기와 유사한 비선형 surface상의 특성을 갖는다는 점을 알 수 있다.



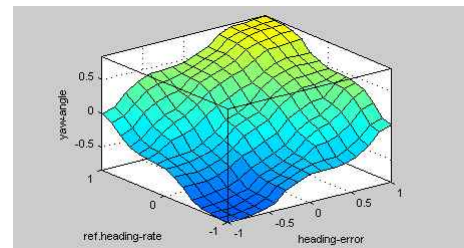
(a)Type-1 퍼지제어기



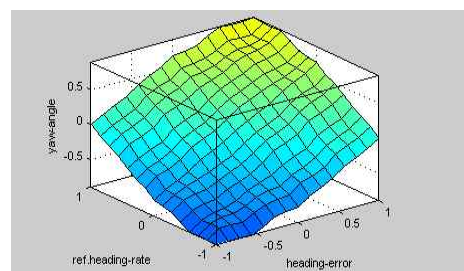
(b)Type-2 퍼지제어기

그림 10. 3D surface 상에서의 롤 퍼지제어기의 입출력 특성 (각 축은 해당 변수의 정규화 된 값임)

Fig. 10. I/O characteristics of Roll FLC on the 3D surface(each axis denotes the normalized value of the corresponding variable)



(a)Type-1 퍼지제어기



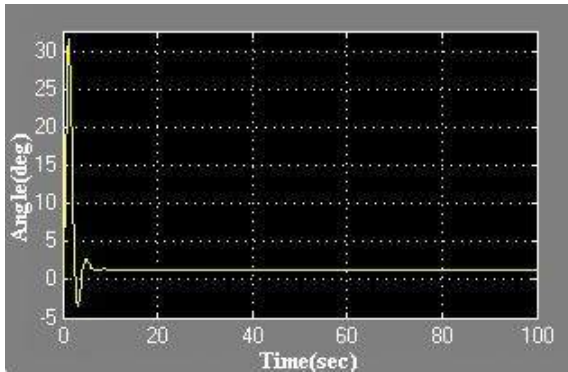
(b) Type-2 퍼지제어기

그림 11. 3D surface 상에서의 요 퍼지제어기의 입출력 특성 (각 축은 해당 변수의 정규화 된 값임)

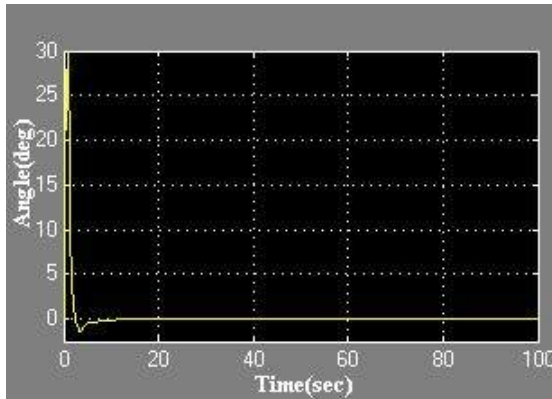
Fig. 11. I/O characteristics of Yaw FLC on the 3D surface(each axis denotes the normalized value of the corresponding variable)



다음 그림 12는 초기 방위각 초기 오차  $\bar{\psi}_e = 30^\circ$  와 명령 방위각을  $\nabla\bar{\psi} = 50^\circ/\text{sec}$  일 때 Type-1 과 Type-2 퍼지제어기에 의한 F4 전투기의 시간에 따른  $\bar{\psi}_e$  출력을 보여 주고 있다.



a) Type-1에 의한 방위각 오차



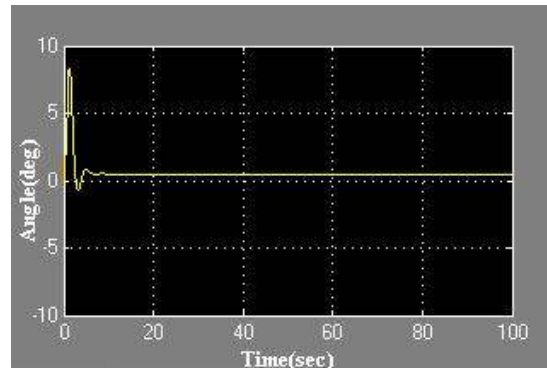
(b) Type-2에 의한 방위각 오차

그림 12. 퍼지제어기에 의한 F4 전투기의 시간에 따른 방위각 오차

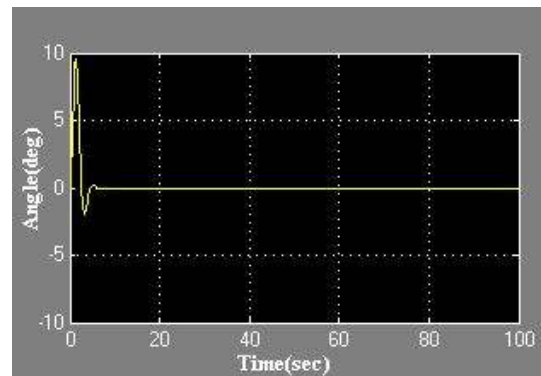
( 초기 오차  $\bar{\psi}_e = 30^\circ$  와  $\nabla\bar{\psi} = 50^\circ/\text{sec}$  )

Fig. 12. Time response of heading angle error of F4 jet fighter with fuzzy logic controller (when  $\bar{\psi}_e = 30^\circ$  and  $\nabla\bar{\psi} = 50^\circ/\text{sec}$ )

이 결과에서 25개의 퍼지규칙으로 구성된 Type-2 퍼지제어기가 49개의 퍼지규칙으로 구성된 Type-1 퍼지제어기 보다 빠른 시간 내에 오차  $\bar{\psi}_e$  를 최소화 시켜 기준 방위각 명령 값에 수렴한다는 사실을 확인할 수 있다. 특히 Type-1 퍼지제어기의 경우 정상상태(steady state)에서 오차 값이 감소되지 않고 일정 크기로 기준 명령 값에 수렴하지 못 한다는 점에서 Type-2 퍼지제어기의 효율성을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 초기 방위각 오차와 명령 방위각을 다른 값 ( $\bar{\psi}_e = 9^\circ$  and  $\nabla\bar{\psi} = 50^\circ/\text{sec}$ ) 으로 변경 하였을 때도 동일한 결과를 얻는다(그림 13 참조).



(a) Type-1에 의한 방위각 오차



(b) Type-2에 의한 방위각 오차

그림 13. 퍼지제어기에 의한 F4 전투기의 시간에 따른 방위각 초기 오차

(  $\bar{\psi}_e = 9^\circ$  와  $\nabla\bar{\psi} = 50^\circ/\text{sec}$  )

Fig. 13. Time response of heading angle error of F4 jet fighter with fuzzy logic controller (when  $\bar{\psi}_e = 9^\circ$  and  $\nabla\bar{\psi} = 50^\circ/\text{sec}$ )

## 6. 결론

항공기의 제어시스템 설계에 있어 항공기의 비선형 동적특성, 시간 혹은 비행 조건에 따라 변화하는 시변 특성으로 인해 제어시스템 설계가 매우 복잡하고 어려운 과제로 인식되고 있다. 현재 까지 고전적인 제어이론을 활용한 신뢰성 높고 효율적인 제어기법들이 계속 개발되어 왔으나 정확한 이론적 분석이 수반되지 않으면 항공기의 성능, 강건성, 그리고 안전성조차도 확보하기 어려운 문제점을 갖고 있다.

최근에는 항공기 제어시스템 개발 시 유연성과 적응성 등을 확보할 수 있는 방법으로 지능제어기법을 활용하는 새로운 연구가 시도되고 있다. 본 연구도 이러한 연구의 하나로 기존의 퍼지논리 갖고 있는 불확실성에 대한 취약점들을 크게 감소시킬 수 있는 Interval Type-2 퍼지논리 이론을 기반으로 한 고속항공기의 지능형 횡 제어시스템을 제안하고 있다. F4 전투기를 활용한 컴퓨터 모의실험을 통해 본 논문에서 제안하는 지능형 제어방식의 효율성을 입증하고 있다.

앞으로 항공기의 중 제어를 포함하는 다양한 제어 분야, 불확실성이 높은 환경, 그리고 무인 항공기등과 같은 다양한 항공기에 Type-2 퍼지 논리 기법의 적용 가능성은 매우 높다고 할 수 있다. 또한 더욱 정교한 퍼지 시스템을 구성하는데 필요한 Type-2 퍼지소속 함수와 퍼지규칙의 최적화를 위해 GA와 같은 최적화 기법 등의 적용도 향후 주요 연구 분야라 할 수 있다.

## References

[1] J. Shamma, Michal, "Gain scheduling: potential hazards and possible remedies," *Control Engineering Pract.*, pp. 11-21, 2001.

[2] A. Calise, R.T. Rysdyk, "Nonlinear adaptive flight control using neural networks," *IEEE Control Syst. Mag.*, pp. 14-25, 1998.

[3] W. C. Reigelsperger, S. S. Banda, "Nonlinear simulation of a modified F-16 with full-envelope control laws," *Control Eng. Pract.*, pp. 309-320, 1998.

[4] T. S. No, B. M. Min, "Control and simulation of arbitrary flight trajectory-tracking," *Control Eng. Pract.*, pp. 601-612, 2005.

[5] T. Kevyeczky, G.J. Balas, "Receding horizon control of an F-16 aircraft," *Control Eng. Pract.*, pp. 1023-1033, 2000.

[6] D. Bates, M. Hastrom, "Nonlinear analysis and synthesis techniques for aircraft control," *Spring lecture notes in control and information sciences*, vol. 365, 2007.

[7] E. H. K. Wong, Y. K. Wong, Y. C. Li, "Multiple specification controller design for F-16 fighters," *J. Aircr. Eng. Aerosp. Technol. Technol.*, vol. 890, no.5, pp. 510-515, 2008.

[8] P. Melin, O. C. Castillo, "Adaptive intelligent control of aircraft systems with a hybrid approach combining neural networks and fractal theory," *applied soft computing*, vol.3, pp 353-362, 2003.

[9] M. R. Khosravan, "Application of neural network on flight control," *Int. Journal of Machine Learning and Computing*, vol. 2, no. 6, 2012.

[10] P. Stewart, D. Gladwin, M. Parr, J. Stewart, "Multi-objective evolutionary-fuzzy augmented flight control for an F16

aircraft," *Proc. IMechE*, vol. 224, pp. 293-307, 2009.

[11] I. C. Choe, S. H. Ha, S. J. Kim, H. T. Jeon, "A Study on Intelligent Path Searching and Guide using RFID and Fuzzy Logic," *J. of KIIS*, vol. 19, no. 1, pp. 139-144, 2009.

[12] S. H. Ha, I. C. Choe, H. S. Kim, H. T. Jeon, "Collision Avoidance and Optimal Path planning of Autonomous Mobile Robot Using Soft-Computing," *J. of KIIS*, vol. 20, no. 2, pp. 195-201, 2010.

[13] L. A. Zadeh, "Fuzzy sets," *Information and Control*, vol. 8, pp. 338-353, 1965

[14] J. Mendel, *Uncertain Rule-Based Fuzzy Logic Systems: Introduction and New Directions*. Prentice-Hall, 2001.

[15] Oscar Castillo, Patricia Melin, *Type-2 Fuzzy Logic: Theory and Applications*, Springer-Verlag, 2008.

[16] A. Suchkov, *Aircraft Modelling Tool for the FAA Target Generation Facility: User manual*, W. J. Hughes Technical report, 2001.

## 저 자 소 개



### 송진환 (Jin-Hwan Song)

1997년: 중앙대학교 전자공학과 (공학사)  
 2013년: 동 대학원 전자전기공학부 (석사)  
 2000년 ~ 현재: AP우주항공(주), 실장  
 2000년 ~ 현재: AP우주항공(주), 실장

관심 분야: 지능시스템, 항법제어, 위성제어  
 E-mail : fac55@hanmail.net



### 전홍태 (Hong-Tae Jeon)

제12권 3호 (2012년 9월호) 참조  
 관심분야: 지능시스템, 로봇시스템, 항공기 제어  
 Phone : +82-2-820-5297  
 E-mail : htjeon@cau.ac.kr