Journal of Korean Institute of Intelligent Systems
Vol. 25, No. 2, April 2015, pp. 168-173
http://dx.doi.org/10.5391/JKIIS.2015.25.2.168

ISSN(Print) 1976-9172
ISSN(Online) 2288-2324

JKIIS

항공기 종 제어를 위한 Interval Type-2 퍼지논리 제어시스템

Interval Type-2 Fuzzy Logic Control System of Flight Longitudinal Motion

조영환 · 이홍기 · 전홍태†
Young-Hwan Cho, Hong-Gi Lee, and Hong-Tae Jeon†

중앙대학교 공과대학 전자전기공학부
School of Electrical and Electronic Engineering, Chung-Ang University, Seoul, Korea

요 약

비행 시 외부 조건에 따라 비선형시변 동적특성을 갖는 항공기의 비행제어는 종 제어(longitudinal control)와 횡 제어(lateral control)로 나눌 수 있으며, 종 제어는 승강키(elevator)에 의한 피치(pitch)값, 횡 제어는 에일러론(aileron)에 의한 롤(roll)값과 방향키(rudder)에 의한 요(yaw)값들을 제어대상으로 삼는다. 현재까지 항공기의 안정성, 조종성 그리고 기동성을 보장하기 위한 제어시스템 개발에 많은 연구들이 활발히 진행되어 왔으나, 최근에는 다양하고 복잡한 풍동실험과 환경실험들을 필요로 하는 기존연구들과는 다른 항공기의 지능제어시스템 개발에 관련된 연구들이 이루어지고 있다.

본 논문은 대표적인 지능제어방식인 Interval Type-2 퍼지논리기법에 의한 항공기 종 제어시스템을 제시하고 F-4 제트전투기의 컴퓨터 모의실험을 통해 그 효용성을 입증한다.

키워드 : 종 제어, 지능제어, Interval Type-2 퍼지논리, F-4 제트 전투기

Abstract

The flight control of aircraft, which has nonlinear time-varying dynamic characteristics depending on the various and unexpected external conditions, can be performed on two motions: longitudinal motion and lateral motion. In the longitudinal motion control of aircraft, pitch and trust are major control parameters and roll and yaw are control ones in the lateral motion control. Until now, a number of efficient and reliable control schemes that can guarantee the stability and maneuverability of the aircraft have been developed.

Recently, the intelligent flight control scheme, which differs from the conventional control strategy requiring the various and complicate procedures such as the wind tunnel and environmental experiments, has attracted attention. In this paper, an intelligent longitudinal control scheme has been proposed utilizing Interval Type-2 fuzzy logic which can be recognized as a representative intelligent control methodology. The results will be verified through computer simulation with a F-4 jet fighter.

Key Words : Longitudinal Control, Intelligent Control, Interval Type-2 Fuzzy Logic, F-4 Jet Fighter

Received: Feb. 5, 2015
Revised : Mar. 13, 2015
Accepted: Mar. 16, 2015
†Corresponding author(htjeon@cau.ac.kr)

1. 서 론

항공기의 비행 운동제어는 고도와 속도를 제어하는 종 제어(longitudinal control) 와 방향과 자세를 제어하는 횡 제어(lateral control)로 나눌 수 있으며, 종 제어는 항공기 동체의 수평꼬리날개 부분에 위치한 승강키(elevator)의 구동에 의해 발생하는 피치(pitch)값과 엔진출력의 추력(trust)값들을, 횡 제어는 항공기의 날개에 위치한 에일러론(aileron)의 구동에 의해 발생하는 롤(roll)값과 수직꼬리날개의 방향키(rudder)의 구동에 의한 요(yaw)값들을 주요 제어대상으로 한다.

현재까지 항공기의 안정성, 조종성 그리고 기동성을 보장하기 위한 횡/종 제어시스템 에 관한 다양한 연구들이 지속적으로 진행되어왔다. 이 연구결과들은 선형화된 동적모델을 활용하여 다양한 비행조건들에 따라 궤한 이득을 조정하는 선형화 제어방식[1]과 비행속도 고속화와 비행체구조의 복잡성 등으로 인해 발생 하는 강한 비선형 동적특성과 불확실성이 높은 비행외부조건들을 효과적으로 다루기 위한 비선형제어[2~4]방식 등으로 크게 나눌 수 있다.

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.

선형화 제어방식은 제어시스템의 단순성으로 실제 적용 측면에서 크게 부각 되었으나, 다양한 비행조건들 설정에서의 어려움과 비선형 동적특성에 의한 제어시스템의 지역성(local property)을, 비선형 제어 방식은 반복적이고 다양한 풍동실험과 환경실험들을 통해 얻어진 항공기의 정확한 수학적 모델링이 수반되지 못하면 제어시스템의 한계성과 같은 문제점 등을 갖는다. 최근에는 정확한 항공기의 동적모델을 얻기 위한 다양한 실험들을 최소화하고, 비행환경조건과 동적모델의 불확실성에 대해 자기적응능력과 광역성(global property)을 갖는 인공신경망 이나 퍼지논리기법에 의한 지능형 제어시스템에 대한 연구들이 이루어지고 있다.

인공신경망은 높은 비선형특성의 근사화, 자기학습 그리고 병렬계산구조의 특징 등으로 인해 항공기의 비행제어[5~6]을 포함한 다양한 비선형 제어시스템 개발에 적용되고 있다. 현재까지는 구조와 학습 방법이 비교적 단순한 다층신경망이 널리 적용되었으나 앞으로는 Radial basis function neural network, Deep neural network 등과 같은 다양한 구조의 신경망들이 활용될 전망이다. 인공신경망에 비해 실제 구현성과 단순성 그리고 유연성 측면에서 탁월성을 지니고 있는 퍼지논리기법[7~8]은 지금까지 많은 유용한 응용결과들이 발표되었으며, 최근에는 Type-2 퍼지논리[9~11]기법을 통해 Type-1 퍼지논리에 내재되어 있는 불확실성을 최소화 할 수 있는 퍼지시스템에 대한 연구들이 진행되고 있다.

Type-2 퍼지논리에서는 소속 함수 값에 제 2의 퍼지 소속 함수를 부여하여 본질적으로 갖는 규칙들의 불확실성(uncertainty)을 최소화 한다. 제2의 퍼지 소속 함수 값들을 정의하는 데에는 다양한 방법들이 있으나 Mendel이 제안한 Interval Type-2 방식[12~13]이 실제 구현의 용이성 측면에서 선호되고 있다.

본 논문은 항공기의 비선형 동적모델링 과정과 비행조건들에 내재되어 있는 불확실성들을 최소화 하는 Interval Type-2 퍼지논리기법에 의한 지능형 종 제어시스템 제시한다. 제안된 시스템은 고도 및 추력제어시스템으로 구분되고 각 시스템은 Type-1 퍼지 시스템과 유사한 퍼지화기(fuzzifier), 규칙베이스(rule base), 추론시스템(inference system) 그리고 타입감소기(type-reducer)와 비 퍼지화기(defuzzifier)로 구성된다.

본 논문 구성은 다음과 같다. 제 2장에서는 항공기의 동적 방정식들이 간략하게 설명되고, 제 3장에서는 Interval Type-2 퍼지논리에 기반 한 항공기의 종 제어시스템 그리고 제 4장에서는 F-4 제트전투기의 컴퓨터 모의실험을 통해 제안된 제어시스템의 효용성을 입증한다. 마지막 5장에서는 본 연구에 대한 결론과 향후 연구방향이 기술된다.

2. 항공기의 운동 방정식

항공기의 6 자유도 비선형운동방정식은 항공기 무게중심에 고정좌표계(body fixed axis)를 설정하고 Newton의 제2 법칙을 적용해 유도된다. 식(1~9)은 이 과정을 통해 얻어진 운동방정식들이며, 식(1~3)은 종(translational motion) 운동을 결정하는 힘(force equation)방정식, 식(4~6)은 모멘트(moment)식 그리고 식(7~9)는 횡 운동방정식이다[4]. 그림 1은 항공기 무게중심에 설정된 고정좌표계이며 표 1은 관련 항공 역학용어들이다.

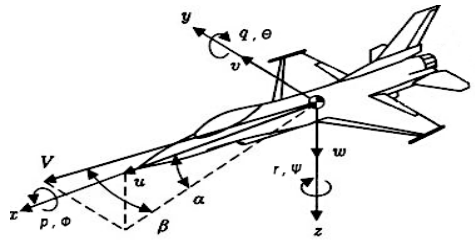


그림 1. 항공기 고정좌표계 및 상태변수 값
Fig. 1. Fixed coordinate of aircraft and dynamic variables

표 1. 항공학 용어
Table 1. Aeronautical nomenclature

(x,y,z)	position coordinate	ϕ	roll angle
(u,v,w)	velocity coordinate	θ	pitch angle
V_t	total velocity vector	ψ	yaw angle
p	roll rate	β	side-slip angle
q	pitch rate	α	angle of attack
r	yaw rate		

$$\dot{u} = rv - qw - g\sin\theta + \frac{F_x + T}{m} \quad (1)$$

$$\dot{v} = pw - ru + g\sin\phi\cos\theta + \frac{F_y}{m} \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g\cos\phi\cos\theta + \frac{F_z}{m} \quad (3)$$

$$\dot{p} = (J_1 r + J_2 p)q + J_3 L + J_4 N \quad (4)$$

$$\dot{q} = J_5 pr - J_6(p^2 - r^2)q + J_2 M \quad (5)$$

$$\dot{r} = (J_8 p - J_2 r)q + J_4 L + J_9 N \quad (6)$$

$$\dot{\phi} = q\tan\theta\sin\phi + r\tan\theta\cos\phi \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = r\cos\phi\sec\theta + q\sin\phi\sec\theta \quad (9)$$

여기에서 (F_x, F_y, F_z)는 풍동실험을 통해 측정되는 공기역학 힘 계수(aero-dynamic force coefficient)들로부터 결정되는 (x, y, z)축 상의 공기역학 힘(aero-dynamic force) 성분들이며, T는 추력(lb), m은 항공기 질량이다. 또한 (L, M, N)은 공기역학 관성력이며, 공기역학 모멘트계수(aero-dynamic moment coefficient)값들과 항공기 구조로부터 정해진다. 그리고 J_i (i = 1,2, … ,9) 들은 관성모멘트들이다[4].

항공기의 최종 비행위치와 고도방정식들은 상기 식(1~9)에서 유도된 값들과 식(10~12)에 의해 다음과 같이 유도된다.

$$\dot{P}_N = u\cos\theta\cos\psi + v(-\cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi) + w(-\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi) \quad (10)$$

$$\dot{P}_E = u\cos\theta\sin\psi + v(\cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi) + w(-\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi) \quad (11)$$

$$\dot{h} = u\sin\theta - v\sin\phi\cos\theta - \cos\phi\sin\theta \quad (12)$$

여기서 (P_N, P_E)는 북쪽과 동쪽 상의 항공기 위치 그리고 h는 항공기의 고도이다.

3. Type-2 퍼지논리에 기반 한 항공기 종 제어 시스템

3.1 Interval Type-2 퍼지논리시스템

항공기의 수학적 모델 식은 다양한 풍동실험과 환경실험을 필요로 한다. 이 과정에서 발생하는 항공기의 동적모델의 불확실성(uncertainty)과 부정확성(imprecision) 그리고 개발시간과 비용을 최소화하기 위해, 퍼지논리 적용은 시스템의 유연성, 적응성, 용이성 측면에서 매우 효율적인 방안이 될 수 있다. 특히 정확한 소속 함수를 얻기가 어려운 실세계에서 Type-2 퍼지논리의 적용은 기존의 Type-1 퍼지논리 보다 항공기 제어시스템 개발에 더 적합할 수 있다.

Type-2 퍼지논리에서는 일차 소속 함수 값이 또 다른 제 2의 퍼지집합(secondary fuzzy set)으로 정의되어 규칙의 불확실성을 감소시킨다. 제 2의 퍼지 함수를 정의하는 데는 다양한 방법들이 있으나 연산과정에서의 단순성 그리고 구현성 측면에서 Mendel[12]이 제안한 Interval Type-2 퍼지 소속 함수와 FOU(foot print of uncertainty)기법들이 선호되고 있다.

Type-2 퍼지논리시스템은 퍼지화기(fuzzifier), 퍼지 규칙베이스(fuzzy rule base), 퍼지추론 시스템(fuzzy inference system), 출력 단(output processing unit)으로 구성되어 Type-1 퍼지논리 시스템과 유사한 구조를 갖고 있으나, 퍼지 소속 함수(fuzzy membership function)정의, 추론방식 그리고 출력 단(out processing unit)이 타입감소기(type-reducer)와 비 퍼지화기(defuzzifier)들로 구성되어 있다는 점에서 차이가 있다.

Type-2 퍼지논리시스템의 주요 구성요소들을 간략하게 살펴보면 먼저 퍼지화기는 크리스프(crisp)한 수치 정보를 Type-2 퍼지집합으로 변환시키며 규칙베이스는 전건 부(antecedent) 나 후건 부(consequent)의 퍼지변수들이 Type-2 소속 함수 값을 갖는다. Type-2 퍼지 추론시스템은 Type-2 퍼지입력 값에 대한 Type-2 퍼지출력 값을 Type-2 퍼지 규칙베이스와 추론기법을 활용 해 결정하며, 대표적인 방식으로 Mendel이 제안한 Interval Type-2 Mandani 추론기법을 둘 수 있다. 그리고 Type-2 추론 값을 Type-1 으로 변환시키는 타입감소기(Type reducer)는 Centroid type-reduction, Hight type-reduction, Modified height type-reduction, Center of sets type-reduction 등 다양한 방식에 의해 구성할 수 있다.

3.2 항공기의 종 제어를 위한 Type-2 퍼지논리 제어시스템

항공기 고도와 속도는 피치(pitch)값과 엔진 추력(pitch)값에 의해 결정되기 때문에 항공기의 종 제어에서는 동체의 수평꼬리날개 부분에 위치한 승강키(elevator)의 구동에 의해 발생하는 피치(pitch)값과 엔진출력의 추력(trust)값들을 주요 제어 변수들이다.

종 제어를 위한 퍼지제어기(fuzzy logic controller)를 구성하기 위해 속도오차(v_e)와 고도오차(h_e)를 다음과 정의 한다.

$$v_e = v_d - v_c \quad (13)$$

$$h_e = h_d - h_c \quad (14)$$

$$v_{en} = v_e/v_d,\ h_{en} = h_e/h_d,\ \theta_n = \theta/\theta_{\max},\ T_n = T/T_{\max} \quad (15)$$

여기에서 v_d는 명령속도, v_c는 실제비행속도, h_d는 명령고도, h_c는 실제비행고도, 그리고 v_{en}, h_{en}, θ_n ,T_n 들은 각 변수들의 정량화(normalization)된 값, $\theta_{\max}$ 와 $T_{\max}$ 는 항공기의 최대 피치 값과 최대 추력 값이다.

퍼지 규칙베이스의 각 규칙들은 상기 변수들을 활용해 구성되며 속도오차 v_{en}과 고도오차 h_{en}들을 전건 부 입력변수, θ_n을 후건 부 출력변수로 한다. 피치제어와 추력제어 규칙베이스의 l 번째 규칙은 다음과 같다.

R^l: If v_{en} is $\widetilde{F}_1^l$ and h_{en} is $\widetilde{F}_2^l$, then θ_n is $\widetilde{G}_1^l$

R^l: If v_{en} is $\widetilde{F}_1^l$ and h_{en} is $\widetilde{F}_2^l$, then T_n is $\widetilde{G}_1^l$

여기에서 $\widetilde{F}_k^l$ (k=1,2)는 전건부의 Type-2 소속 함수들 이고 $\widetilde{G}_1^l$ 은 후건부의 Type-2 소속 함수이다.

비행조종규범[14]들을 토대로 속도오차 v_{en}와 h_{en} 값들을 5개($\widetilde{NB}$, $\widetilde{NS}$, $\widetilde{ZE}$, $\widetilde{PS}$, $\widetilde{PB}$)의 퍼지구간으로 분할하고, 피치 값 θ_n 값을 7개($\widetilde{NB}$, $\widetilde{NM}$, $\widetilde{NS}$,$\widetilde{ZE}$, $\widetilde{PS}$, $\widetilde{PM}$, $\widetilde{PB}$)의 구간으로 분할하여 구성된 피치제어 규칙베이스는 다음과 같다.

R^1: If v_{en} is $\widetilde{NB}$ and h_{en} is $\widetilde{NB}$, then θ_n is $\widetilde{ZE}$

…

R^{10}: If v_{en} is $\widetilde{ZE}$ and h_{en} is $\widetilde{NS}$, then θ_n is $\widetilde{NS}$

…

R^{25}: If v_{en} is $\widetilde{PB}$ and h_{en} is , then θ_n is $\widetilde{ZE}$

같은 방식으로 구성된 추력제어 규칙베이스는 다음과 같다.

R^1: If v_{en} is $\widetilde{NB}$ and h_{en} is $\widetilde{NB}$, then T_n is $\widetilde{ZE}$

…

R^{10}: If v_{en} is $\widetilde{ZE}$ and h_{en} is $\widetilde{NS}$, then $T_n$is $\widetilde{NS}$

…

R^{25}: If v_{en} is $\widetilde{PB}$ and h_{en} is , then T_n is $\widetilde{ZE}$

표 2와 표 3은 각각 최종 피치와 추력제어 규칙베이스들이며 그림 2와 그림 3은 입출력 변수들의 Type-2 퍼지 소속 함수들이다.

표 2. 피치제어를 위한 Type-2 퍼지 규칙베이스
Table 2. Type-2 fuzzy rule base for the pitch control

h_{en} \ v_{en}	$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{PS}$	$\widetilde{PB}$
$\widetilde{NB}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NB}$
$\widetilde{NS}$	$\widetilde{PS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NB}$

$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{PS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{NM}$
$\widetilde{PS}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{PS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{NM}$
$\widetilde{PB}$	$\widetilde{PB}$	$\widetilde{PB}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{ZE}$

표 3. 추력제어를 위한 Type-2 퍼지 규칙베이스
Table 3. Type-2 fuzzy rule base for the thrust control

h_{en} \ v_{en}	$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{PS}$	$\widetilde{PB}$
$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{ZE}$
$\widetilde{NS}$	$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NB}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{PB}$
$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{PM}$
$\widetilde{PS}$	$\widetilde{NM}$	$\widetilde{NS}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{PB}$	$\widetilde{PM}$
$\widetilde{PB}$	$\widetilde{ZE}$	$\widetilde{PB}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{PM}$	$\widetilde{PB}$

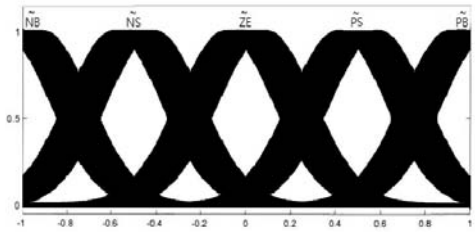


그림 2. 전건 부 입력변수 v_{en} 과 h_{en} 의 Type-2 퍼지 소속 함수
Fig. 2. Type-2 fuzzy membership function of the input variable v_{en} and h_{en} of antecedents

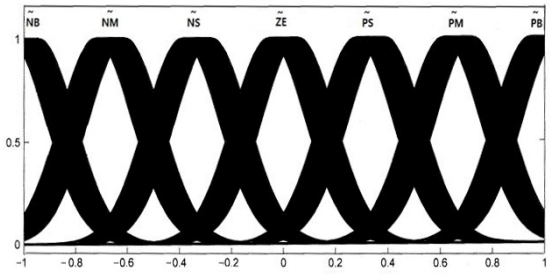


그림 3. 후 건부 출력변수 θ_n과 T_n의 Type-2 퍼지 소속 함수
Fig. 3. Type-2 fuzzy membership function of the output variable θ_n and T_n of the consequents

피치와 추력제어 규칙베이스 구성 후 채택한 추론방식 과 타입 감소방식들은 다음과 같다.

- 추론 방식: Interval type-2 Mandani 추론법
- 타입 감소기: COS(=Centroid of Sets) 방식과 KM Algorithm

그림 4는 항공기 종 제어(longitudinal control)를 위한 전체 퍼지 제어시스템이다.

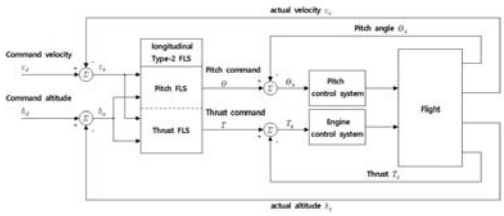


그림 4. 항공기의 종 제어 Interval Type-2 퍼지논리 제어시스템
Fig. 4. Interval Type-2 fuzzy logic longitudinal control system for an airplane

4. 모의실험

본 논문에서 제안한 종 제어 Interval Type-2 퍼지 제어시스템의 모의실험을 위해 F4 phantom 전투기[14]를 대상 항공기로 하였고, F4 전투기의 운동방정식과 제어시스템을 Simulink상에서 구현하였다.

그리고 Type-1 퍼지논리 시스템과의 성능비교를 위해 Type-1 피치 및 추력 규칙베이스를 표 4, 표 5와 같이 구성하였다.

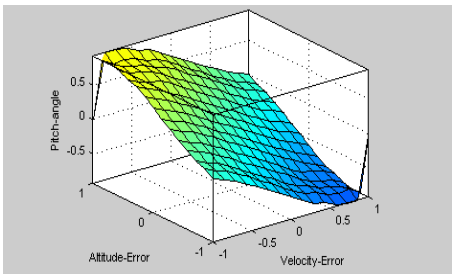
표 4. 피치제어를 위한 Type-1 퍼지 규칙베이스
Table 4. Type-1 fuzzy rule base for the pitch control

h_{en} \ v_{en}	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	ZE	NVS	NS	NM	NB	NVB	NE
NM	PVS	ZE	NVS	NS	NM	NB	NVB
NS	PS	PVS	ZE	NVS	NS	NM	NB
ZE	PM	PS	PVS	ZE	NVS	NS	NM
PS	PB	PM	PS	PVS	ZE	NVS	NS
PM	PVB	PB	PM	PS	PVS	ZE	NVS
PB	PE	PVB	PB	PM	PS	PVS	ZE

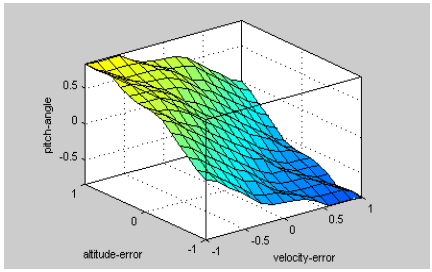
표 5. 추력 제어를 위한 Type-1 퍼지 규칙 베이스
Table 5. Type-1 fuzzy rule base for the trust control

h_{en} \ v_{en}	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	NVB	NVB	NB	NM	NS	NVS	ZE
NM	NVB	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	PVB
PB	ZE	PVS	PS	PM	PB	PVB	PVB

그림 5과 그림 6는 Type-1과 Type-2의 규칙베이스로 구성된 피치와 추력 퍼지제어기들의 입출력 특성들을 3차원 곡면(surface)상에서 보여주고 있다. 이 들로부터 규칙 수(25개)가 적은 Type-2 퍼지제어기가 49개의 규칙으로 구성된 Type-1 퍼지제어기보다 더욱 정교한 비선형 특성을 갖는다는 점을 알 수 있다.



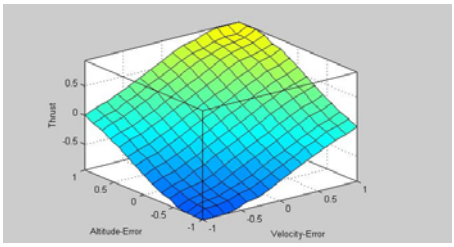
(a) Type-1 퍼지제어



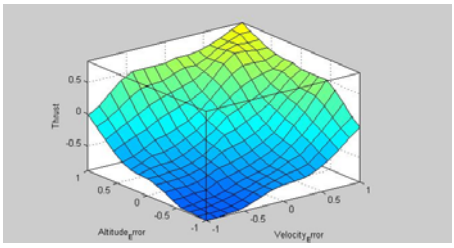
(b)Type-2 퍼지제어

그림 5. 3D 곡면 상에서의 피치 퍼지제어기의 입출력 특성

Fig. 5. I/O characteristics of pitch fuzzy logic control on the 3D surface



(a)Type-1 퍼지제어

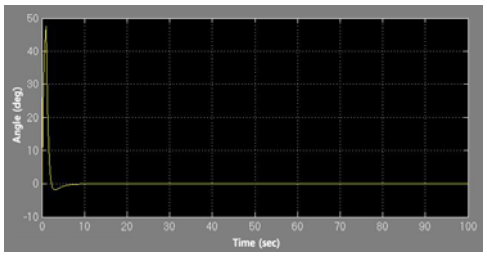


(b) Type-2 퍼지제어

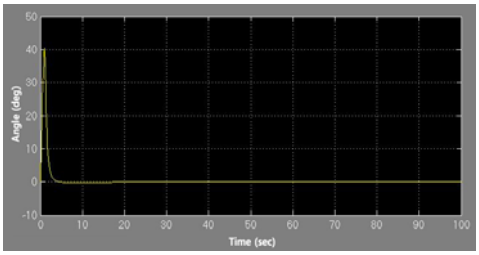
그림 6. 3D 곡면 상에서의 추력 퍼지제어기의 입출력 특성

Fig. 6. I/O characteristics of trust fuzzy logic control on the 3D surface

그림 7과 그림8은 모의실험 결과들이다. 그림 7은 항공기속도 오차 (v_{en}) = 0.8, 고도 오차(h_{en}) = 0.3 일 때 Type-1과 Type-2 퍼지제어기들에 의한 F4 전투기의 피치오차 값(θ_e)의 변화를 보여준다. Type-2 퍼지제어기가 Type-1 퍼지제어기 보다 과도기(transient response)상태에서 작은 양의 오버슈팅(overshooting)과 빠른 수렴시간을 갖는다는 점을 확인할 수 있다.



(a) Type-1 퍼지제어

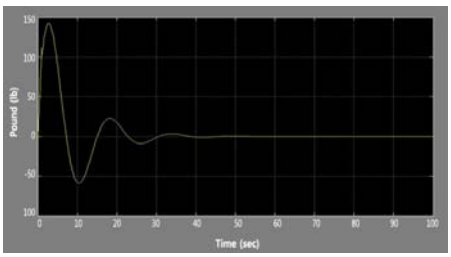


(b)Type-2 퍼지제어

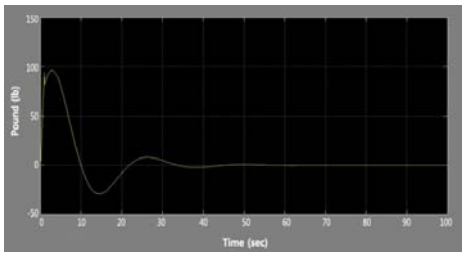
그림 7. 퍼지제어기에 의한 피치 오차 각 변화 (v_{en}= 0.8, h_{en} = 0.3)

Fig. 7. Time response of pitch error angle with fuzzy logic controller(when v_{en} = 0.8 and h_{en}= 0.3)

그림 8은 동일조건 하에서 각 퍼지제어기들에 의한 추력 오차 값을 보여 준다. 피치제어 결과와 마찬가지로 Type-2 퍼지제어기가 Type-1 퍼지제어기 보다 작은 양의 오버슈팅(overshooting)과 빠른 수렴 성을 갖는다는 점을 확인 할 수 있다. 결론적으로 25개의 퍼지 규칙으로 구성된 Type-2 퍼지제어기가 49개의 퍼지규칙의 Type-1 퍼지제어기 보다 빠른 시간 내에 적은 오차로 수렴하고 정상상태(steady state) 오차가 감소됨을 확인 할 수 있다.



(a) Type-1 퍼지제어



(b) Type-2 퍼지제어

그림 8. 퍼지제어기들에 의한 추력 값 변화 (v_{en}= 0.5, h_{en} = 0.4)

Fig. 8. Time response of trust error with fuzzy logic controller (when v_{en} = 0.5 and h_{en}= 0.4)

5. 결 론

항공기 제어시스템 설계에 있어 고전적인 제어이론을 활용한 신뢰성 높고 효율적인 제어기법들이 계속 개발되어 왔으나 정확한 이론적 분석이 수반되지 않으면 항공기의 성능, 강건 성, 그리고 안전 성 조차도 확보하기 어려운 문제점을 갖고 있다.

최근에는 항공기 제어시스템 개발에 유연성과 적응성 등을 확보할 수 있는 방안으로 지능제어기법을 활용하는 새로운 연구가 이루어지고 있다. 본 연구도 이러한 연구의 하나로 기존 퍼지논리 갖는 불확실성 문제를 완화시킬 수 있는 Interval Type-2 퍼지논리 기법을 활용한 지능형 종 제어시스템을 제안하고 있다.

앞으로 Type-2 퍼지논리기법은 무인항공기 등을 포함한 다양한 항공기 분야, 불확실성이 높은 환경에서의 자동제어시스템 분야 그리고 영상 및 음성 신호처리분야 등에서 광범위하게 적용될 전망이다.

References

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

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

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

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

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

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

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

[8] 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.

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

[10] Y. K. Bang, C. H. Lee, "Design of Multiple Fuzzy Prediction System based on Interval Type-2 TSK Fuzzy Logic System," *J. of KIIS,* vol. 20, no. 3, pp. 447-454, 2010.

[11] J. H. Song, H. T. Jeon, "Lateral Control of High Speed Flight Based on Type-2 Fuzzy Logic," *J. of KIIS,* vol. 23, no. 5, pp. 479-486, 2013.

[12] N. N. Karnik, J.Mendel, "Type-2 Fuzzy Logic Systems," *IEEE Trans. on Fuzzy Systems,* vol. 7, no. 2, pp. 643-658, 1999.

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

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

저 자 소 개

조영환(Young-Hwan Cho)

2012년 : 동양대학교 전자유도기술공학과 (공학사)

2014년: 중앙대학교 대학원 전자전기공학부 (석사)

관심 분야 : 지능시스템, 항법제어, 위성제어

Phone : +82-2-820-5297

E-mail : eleckafka@gmail.com

이홍기(Hong-Gi Lee)

1981년: 서울대학교 전자공학과(공학사)

1986년: Univ. of Texas(Austin)(공학박사)

1986~1989: Louisiana State Univ. 조교수

1989~현재: 중앙대학교 교수

관심 분야 : 비선형제어, 인공신경망, 로보틱스

Phone : +82-2-820-5317

E-mail : hglee@cau.ac.kr

전홍태(Hong-Tae Jeon)

1976년: 서울대학교 전자공학과(공학사)

1986년: 뉴욕 주립 대학(Stony Brook) (공학박사)

1986~현재: 중앙대학교 교수

관심분야 : 지능시스템, 로봇시스템, 항공기 제어

Phone : +82-2-820-5297

E-mail : htjeon@cau.ac.kr