

퍼지논리를 이용한 유도탄 롤 제어기 설계

° 전병율, 남세규, 송찬호
국방과학연구소

Design of Missile Roll Controller Based on the Fuzzy Logic

° Byung-Eul Jun, Sae-Kyu Nam, and Chanho Song
Agency for Defence Department

ABSTRACT

Fuzzy logic is applied to a roll autopilot for missiles. Fuzzy rules are made so that the response duplicates that of the conventional control law for some flight condition. A scaling factor of the fuzzy controller is then scheduled by the missile velocity and altitude information to cope with the variation of the roll dynamics from that flight condition.. By computer simulations and calculation of the stability margin, it is shown that the fuzzy control is robuster than the conventional one over the flight envelope even though two control laws work similarly for some flight conditions.

1. 서론

유도탄의 동력학은 비행속도 및 비행고도로 대표되는 비행조건에 따라 크게 변화하며, 또한 기동(maneuver)의 크기 및 방향으로 대표되는 비행상태에 따라서도 큰 폭으로 달라진다. 반면에 오토파일롯은 모든 비행조건 및 비행상태에서도 충분한 안정성을 유지하며, 가능한한 빠르고 정확한 응답특성을 갖을 것이 요구된다. 자유공간 상에서 임의의 방향 및 크기로 주어지는 기동명령을 추종할 수 있는 십자형 유도탄(cruciform missile)의 운동은 피치/요 방향의 운동(기동)과 롤 운동으로 나누어 생각할 수 있고, 많은 경우에 각 운동이 서로 독립적인 것으로 보고 각각의 운동에 대한 제어기를 독립적으로 설계한다. 본 고에서는 기동의 크기나 방향에 관계 없이 유도탄 롤을 기준 위치로 유지시키기 위한 롤 제어 문제에 대해 생각해보기로 한다.

유도탄 롤 제어기를 설계 하는 기존의 방안들은 대부분이 비행영역(flight envelope)의 대표점으로 선정된 여러 개의 고정된 비행조건에서 제어기를 설계한 뒤, 이들을 비행조건에 따라 스케줄링하는 것이다. 이들 중에서 선형화된 롤 모델에 대한 제어기 설계방안으로는 [1,2] 등이 있고, 비선형 모델에 대한 설계방안으로는 [3]을 들 수 있다.

본 고에서는 [3]에서 사용한 비선형 모델을 비행상태에

따라 선형화한 뒤, 각 비행상태에서 안정도 여유가 만족되도록 고전제어 방식에 의해 설계된 제어기를 퍼지제어기(fuzzy controller)로 바꾸는 한 방안을 제시한다. 다음 단계로는 고전제어 방식의 제어기와 퍼지논리 제어기의 특성을 시뮬레이션 및 안정도 분석 등을 통하여 살펴본다.

2. 롤 동력학

유도탄의 형상이 대칭성을 갖는 십자형이고 비행체가 강체라고 가정하면, 롤 운동은 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$L/I_{xx} = \dot{p} \tag{1}$$

여기에서

L : Perturbation moment about x axis

I_{xx} : Moment of inertia about x axis

p : Roll rate

롤 운동이 공력모멘트(aerodynamic moment) 만의 의해 유발된다고 보면 (1)식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{p} = L_p p + L_{\delta_r} \delta_r + L^{\Gamma}(a_t, \Gamma) \tag{2}$$

여기에서

L_p : Roll ramping coefficient

L_{δ_r} : Roll fin effectiveness

L^Γ(a_t, Γ) : Induced roll moment

a_t : Total angle of attack

Γ : Bank angle, or aerodynamic roll angle

유도탄의 롤 운동이 피치/요 운동에 비해 상대적으로 빠르기 때문에 작은 롤 위치각의 변위에 대해서 속도벡터의 방향이 거의 변하지 않는다고 가정할 수 있다. 이러한 가정 하에 롤 각과 뱅크각이 같다고 볼 수 있으므로 (2) 식은 다음과 같이 선형화 할 수 있다.

$$\dot{p} = L_p p + L_{\delta_r} \delta_r + L_{\Gamma} \phi \quad (3)$$

여기에서

$$L_{\Gamma} = \frac{\partial L_{\Gamma}(\alpha, \Gamma)}{\partial \Gamma} : \text{Linearized induced roll moment}$$

선형화된 (3) 식에서 L_p , L_{δ_r} 은 비행속도 및 고도만의 함수로 생각할 수 있으나, L_{Γ} 는 비행속도, 비행고도 뿐만 아니라 비행정태, 즉 총앙각 및 뱅크각에 따라 각각 다른 값을 갖는다. L_{Γ} 는 뱅크각이 0 도 및 45 도에서 각각 다른 부호를 갖게 되는데, 특히 뱅크각 0 도에서는 불안정한 동역학을 형성하게 된다.

3. 기존방식에 의한 제어기 설계

2 차 선형시스템으로 표시된 물 동역학 모델을 나타내는 (3) 식에서 상태변수인 롤 위치각과 롤 각속도는 각각 위치자이로 및 각속도 자이로를 이용하여 측정 가능하므로 제어기의 기본구조로 상태변수 궤환 제어를 택한다. 여기에 각속도 자이로의 포화(saturation)를 방지하기 위한 롤 위치오차의 제한을 가하고, 롤 구동명령의 사용대역에 대한 제한을 고려하여 그림 1 과 같은 구조를 얻는다.

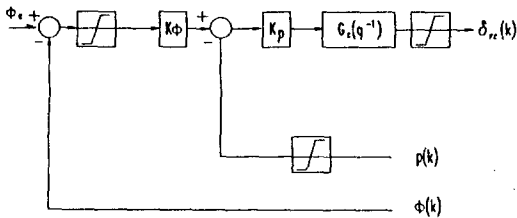


그림 1 기존의 롤 제어기

그림 1 에서 보상기($G_c(q^{-1})$)를 무시하고, 구동장치 및 자이로의 동역학을 1 로 놓으면 롤 제어시스템의 특성방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C(s) = s^2 \cdot (K_p L_{\delta_r} - L_p) s + K_{\phi} K_p (L_{\delta_r} - L_{\Gamma}) \quad (4)$$

(4) 식에서 비행정태에 따른 L_{Γ} 의 변화에 대해 제어시스템이 6 dB 이상의 여유를 가지고 안정하기 위해서는 다음 조건이 만족되어야 한다.

$$K_p > 2 L_p / L_{\delta_r} \quad (5)$$

$$K_p K_{\phi} > 2 L_{\Gamma} / L_{\delta_r}$$

고전적인(conventional) 제어기를 설계할 때 각 비행조건에서 가능한한 조건 (5)와 6 dB, 30 도 이상의 이득 및 위상 여유를 갖으면서, 계단입력에 대한 오비슈트가 10 % 이내가 되도록 하였다. 또한 그림 1 에서 제어기 뒷단의

보상기($G_c(q^{-1})$)는 최대 기동조건 하에서도 조건 (5)를 만족하는 큰 값의 제어상수를 사용할 수 있도록 하기 위하여 추가된 3 차의 지진상(lag-lead) 회로이다.

4. 퍼지제어기 설계

퍼지제어기(fuzzy control)를 설계하기 위해 그림 1 과 유사한 그림 2 와 같은 제어기 구조를 생각한다.

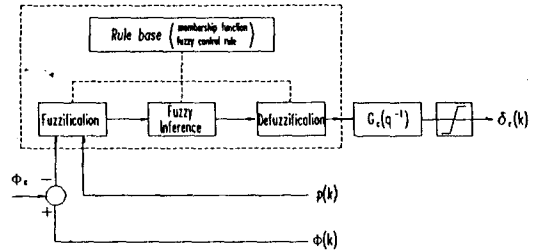


그림 2 퍼지논리를 이용한 롤 제어기

그림 2 의 퍼지논리 제어기는 '단순화된 보간추론법[5]' 을 사용한다. 또 퍼지제어기 출력값의 스케일링도 비퍼지화 모듈에 포함된 것으로 보았다. 제어기에 입력신호에 대한 퍼지변수의 소속함수(membership function)는 다음 그림 3 과 같이 정함으로써, 항상 4 개의 퍼지규칙만이 발화(firing) 되도록 하였다.

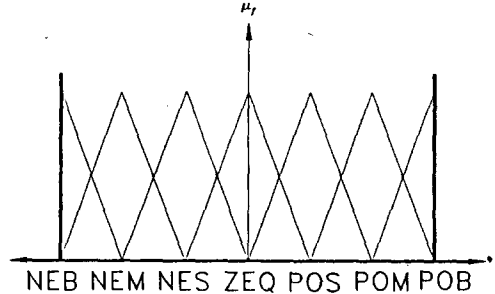


그림 3 입력변수에 대한 소속함수

퍼지제어기의 입력신호인 롤 위치각과 롤 각속도는 전체 비행영역에서 다음 표 1 과 같이 이산화(quantization)하여 각각의 퍼지변수에 대응시켰다.

표 1 롤 위치각과 롤 각속도의 이산화

퍼지변수	NEB	NEM	NES	ZEQ	POS	POM	POB
롤위치각	-12.69	-8.46	-4.23	0	4.23	8.46	12.69
롤각속도	-330	-220	-110	0	110	220	330

퍼지제어에 사용되는 규칙은 'IF-THEN' 형태로 쓸 수 있다. 퍼지규칙의 한 예는 다음과 같다.

IF P(k) is ZEQ AND $\Phi(k)$ is ZEQ THEN C₁ is ZEQ.

여기에서 P(k), $\Phi(k)$ 는 각각 롤 각속도 및 롤 위치각을 나타내는 퍼지변수이다. 표 2 는 위와 같은 형태를 갖는 총 49 개의 퍼지규칙을 정리한 것이다.

표 2 퍼지제어 규칙

POB	1.00	0.83	0.67	0.50	0.33	0.17	0.00
POM	0.83	0.67	0.50	0.33	0.17	0.00	-0.17
POS	0.67	0.50	0.33	0.17	0.00	-0.17	-0.33
ZEQ	0.50	0.33	0.17	0.00	-0.17	-0.33	-0.50
NES	0.33	0.17	0.00	-0.17	-0.33	-0.50	-0.67
NEM	0.17	0.00	-0.17	-0.33	-0.50	-0.67	-0.83
NEB	0.00	-0.17	-0.33	-0.50	-0.67	-0.83	-1.00
P Φ	NEB	NEM	NES	ZEQ	POS	POM	POB

표 2 의 퍼지규칙은 고전제어 방식에 의해 설계된 제어기 중에서 설계가 가장 까다로운 해면고도, 최고속도인 비행조건에 대한 제어기의 입출력 관계가 다음 (6) 식으로 표현되는 퍼지제어기의 입출력 관계와 동일하도록 정한 것이다.

$$u_0(k) = K_{pd} \sum_{i=1}^4 w_i(k) C_{di} \quad (6)$$

여기에서

C_{di} : defuzzified value of the membership f. C_i

$w_i(k)$: contribution of the ith rule

K_{pd} : scaling parameter

다만 두 제어기 간의 입출력 관계의 동일성은 각 퍼지 변수의 소속함수 값이 1 이 되는 49 개의 비행상태에서 만 유효하다.

그림 2 - 3 및 표 1 - 2 로 주어진 퍼지논리 제어기는 단지 비행영역 중의 한 비행조건에 대한 기존의 제어기를 퍼지제어화 한 것이다. 일반적으로 비행조건이 변함에 따라 롤 동력학 모델의 각 미계수 값들이 변하는 정도가 크게 다르기 때문에, 기존의 제어기에서는 각 비행조건에 따라 제어상수의 상대적인 비가 크게 달라지게 된다. 그러나 여기에서는 전 비행영역에서 표 2 의 제어규칙을 사용하고, 스케일링 상수 K_{pd} 만을 비행속도 및 고도의 함수로 스케일링하는데, 기존의 방식에 따른 제어기와 동일한 정도로 (5) 식의 안정도 조건이 만족되도록 K_{pd} 값을 정하였다.

5. 안정도 검토 및 시뮬레이션

퍼지논리 제어기를 이용하여 설계된 롤 오토파일럿과 고전제어 방식에 의해 설계된 오토파일럿의 성능을 비교한다. 비교는 안정도 검토 및 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 수행한

다. 시뮬레이션은 두 단계로 나누어 수행하는데, 우선 고정된 비행조건에 대해 2 차로 선형화 된 롤 동력학 모델을 사용한 시뮬레이션을 수행하고, 다음 단계로 6-자유도 운동을 모두 묘사하는 컴퓨터 시뮬레이션을 수행한다.

고정된 비행조건으로는 해면고도에서 마하수 0.3, 0.95 및 2.6 인 비행속도를 택하였다. 그림 4 - 6 은 각각의 비행조건에 대한 시뮬레이션 결과를 보여준다. 그림 4 - 6 의 시뮬레이션 결과에서 보면 마하수 2.6 에서는 고전제어

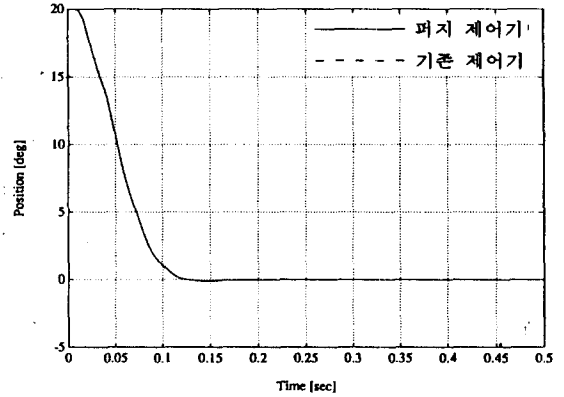


그림 3 해면고도, 마하수 2.6 에 대한 시뮬레이션

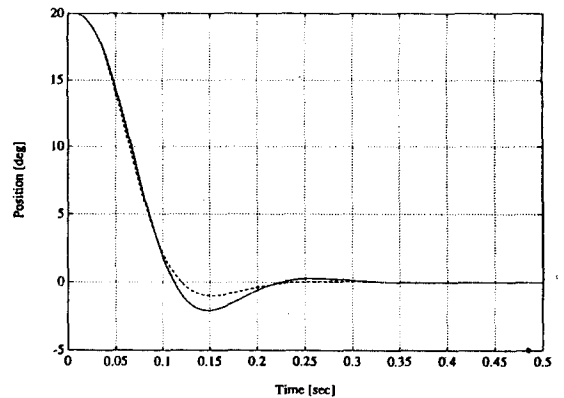


그림 4 해면고도, 마하수 0.95 에 대한 시뮬레이션

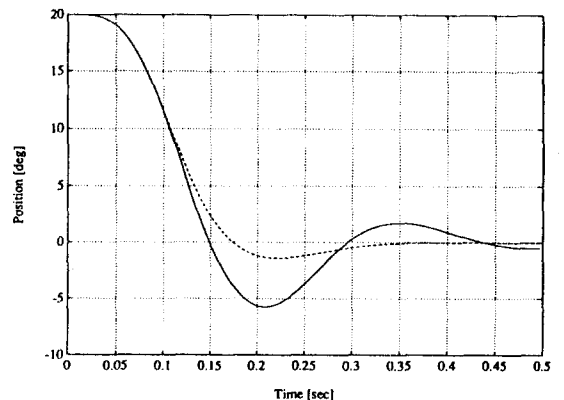


그림 5 해면고도, 마하수 0.3 에 대한 시뮬레이션

방식의 제어를 그대로 피지화 하였으므로 두 제어기의 응답특성이 매우 잘 일치하고 있다. 마하수 0.95 및 마하수 0.3 에서는 피지제어기가 고전제어 방식의 제어기 보다 감쇠특성이 떨어지기는 하나 레귤레이터(regulator)로는 만족할 만한 특성을 갖는다.

설계된 피지제어기는 전 비행영역에서 동일한 피지규칙을 사용하고, 피지규칙은 마하수 2.6 에서 설계된 기존 제어기를 그대로 피지화 한 것이므로, 다른 비행조건인 피지제어기는 역으로 선형제어기로 근사화 할 수 있다. 다음 표 3 는 기존의 제어기와 선형근사화 한 피지제어기의 제어상수를 비교한 것이다.

표 3 기존제어기와 선형근사화한 피지제어기

마하수	기존 제어기		선형화한 피지제어기	
	$K\phi$	K_p	$K\phi$	K_p
2.60	26.00	$2.679 \cdot 10^{-3}$	26.00	$2.679 \cdot 10^{-3}$
0.95	22.00	$9.660 \cdot 10^{-3}$	79.33	$8.174 \cdot 10^{-3}$
0.30	16.00	$1.175 \cdot 10^{-1}$	701.58	$7.229 \cdot 10^{-2}$

다음에는 기존의 제어기와, 피지제어기 및 표 4 로 나타낸 선형근사화한 피지제어기의 안정도 특성을 살펴보기로 한다. 동일 비행조건에서도 기동의 크기 및 방향에 따라 비선형성이 존재하나, 피지제어기도 기존제어기와 동일하게 (5) 조건을 만족하도록 설계된 점을 고려하여, 안정도 특성은 뱅크각 0 도인 경우에 대해서만 살펴보았다. 안정도 여유 값을 계산할 때 기존의 제어기 및 선형근사화 한 피지제어기에 대해서는 선형해석으로, 피지제어기에 대해서는 시뮬레이션을 통하여 구하였다. 각 제어기에 대한 안정도 계산 결과는 다음 표 4 와 같다.

표 4 기존 제어기 및 피지제어기의 안정도-특성

마하수	안정도	기존 제어기	피지 제어기	근사화 피지
2.60	이득여유	4.5 dB	4.6 dB	4.5
	지연여유	15.8 msec	15.5 msec	15.8
0.95	이득여유	7.2	9.5	7.5
	지연여유	20.0	19.7	5.8
0.30	이득여유	9.1	12.7	불안정
	지연여유	25.6	16.0	불안정

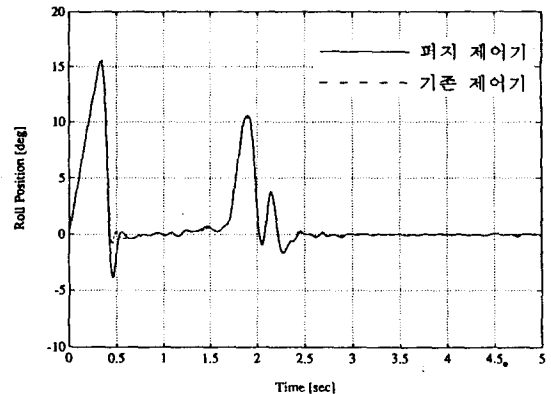
표 4 의 결과는 기존의 제어기를 피지제어기로 바꾸면 대체로 그 응답특성이 보존되나, 역으로 피지제어기의 임출력관계를 선형근사화 한 선형제어기는 원래의 피지제어기가 갖는 특성을 잃게 된다는 흥미로운 사실을 보여준다.

다음 단계로는 각 비행조건에서 설계된 제어기를 비행속도 및 비행고도에 따라 스케줄링(scheduling)하여 유도탄의 6-자유도 방정식을 모두 포함하는 시뮬레이션을 수행한다.

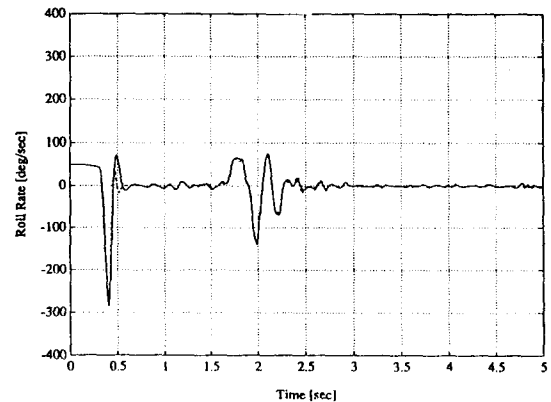
시뮬레이션에서 사용된 피치 및 요 가속도 명령 계획은 접근하며 지나가는(crossing) 목표 비행체에 대한 전형적인 형태로 잠음 및 최고 크기의 기동을 포함하고 있다. 시뮬레이션은 두가지의 환경조건에 대하여 수행 되었는데, 그림 7 은 스케줄링을 위한 비행속도 및 비행고도가 실제 값으로 정확하게 사용된 경우이고, 그림 8 은 스케줄링에 사용된 비행속도 및 비행고도가 실제 값과 최대 0.2 남짓까지 틀리게 주어지는 경우에 대한 시뮬레이션 결과이다. 그림에서 보면 스케줄링 상수가 정확하게 사용될 경우에는 피지제어기가 저속에서의 감쇠특성이 기존 제어기 만 못하나, 대체로 비슷한 응답을 보이고 있으며, 스케줄링 상수가 부정확할 경우에는 피지제어기의 응답이 훨씬 우수함을 알 수 있다.

6. 결론

피지는리 제어기법을 사용하여 유도탄의 롤 오프파일럿을 설계하고, 시뮬레이션 및 안정도 특성 검토를 통하여 고전제어 방식에 의해 설계된 기존의 제어기와 그 성능을 비교하였다. 피지제어기에서 피지규칙은 전 비행영역에 대하여 동일하게 적용시켰으며, 스케줄링 파라메타만 비행속도 및 비행고도에 따라서 스케줄링하였다. 또한 단순화된 피

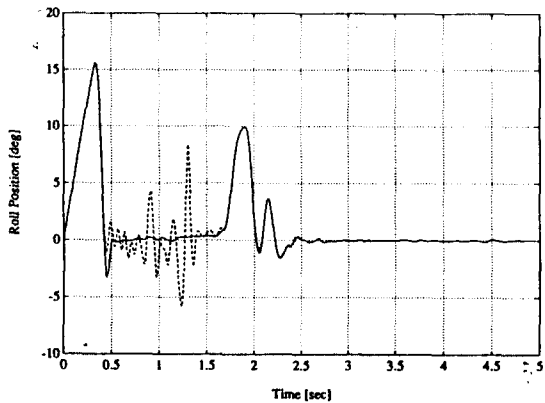


(a)

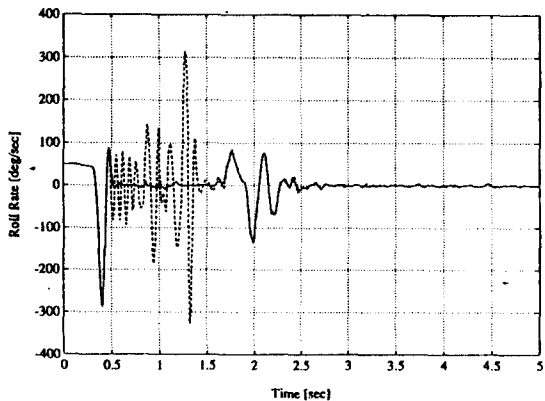


(b)

그림 6 스케줄링 오차가 없는 6-자유도 시뮬레이션



(a)



(b)

그림 7 스케줄링 오차가 있는 6-자유도 시뮬레이션

지추론 방법을 사용함으로써, 제어기 구현에 필요한 계산량을 일반적인 퍼지제어기에 비해 크게 줄였다. 이와 함께 설계조건이 가장 까다로운 비행조건에 대하여 고진 제어 방식으로 설계된 제어기의 입출력 관계를 퍼지제어기의 입출력 관계로 직접 변환하고, 비행조건 변화에 따라서 퍼지제어기 출력변수를 바꾸어 주도록 하는 설계 방식을 택하였다. 이러한 방법으로 선형제어기에서 복제된 퍼지제어기는 근사화된 안정도 검토가 가능하다. 그러나 안정도 검토 결과에서 보면 선형제어기의 퍼지화 변환에서는 제어기의 특성이 대체로 보존되나, 퍼지제어기의 선형화에서는 제어기 특성이 크게 달라졌다. 이는 퍼지제어기의 비선형 보간 특성과 관련이 있을 것으로 생각되나, 정확한 규명은 앞으로의 연구과제이다.

시뮬레이션 결과에 따르면 정확한 스케줄링 상수를 사용한 경우에는 저속에서 퍼지제어기의 감쇠특성이 다소 떨어지나, 대체로 만족할만 하고, 스케줄링 상수가 부정확한 경우에는 퍼지제어기가 훨씬 강인한 특성을 보였다. 이러한 특성은 안정도 검토 결과와 잘 일치한다.

참고문헌

- [1] F. W. Nesline and P. Zarchan, "A classical look at modern control for missile autopilot design," AIAA paper 82-1512
- [2] F. W. Nesline, B. H. Wells, and P. Zarchan, "A combined optimal/classical approach to robust missile autopilot design," AIAA paper 79-1731
- [3] P. A. T. Christopher, "Roll-attitude control of a missile having a strong aerodynamic nonlinearity," *Int. J. Control*, vol. 31, no. 2, pp. 209-218, 1980.
- [4] 남세규, 정인수, "퍼지제어를 위한 가속화 추론 방법," '93 한국자동제어 학술회의 논문집, 국내편, KS 36-3, 1993.