

게인 스케줄링 퍼지제어의 비행제어에 대한 적용

Gain Scheduled Fuzzy Control on Aircraft Flight Control

홍성경*, 심규홍, 박성수
(Sung Kyung Hong, Kyu-Hong Shim, and Sungsu Park)

Abstract : This paper describes an approach for synthesizing a Fuzzy Logic Controller(FLC) that combines the benefits of fuzzy logic control and fuzzy logic gain scheduling for the F/A-18 aircraft. Specially, fuzzy rules are utilized on-line to determine the de-normalization factor(K) of a feedback fuzzy controller based on the dynamic pressure(Q) indicating the region of the flight envelope the aircraft is operating in. Simulation results demonstrate that the proposed FLC provides excellent compensation for time-varying and/or nonlinear characteristics of the aircraft, and that it also exhibits satisfactory robustness with noisy air data sensors.

Keywords : gain scheduling, fuzzy logic, flight control

I. 서론

기존의 제어시스템은 보통 비선형 시스템을 특정 동작점(operating point)에서 선형화시킨 후, 이 선형모델에 고전제어 혹은 최적제어 이론을 적용해서 설계된다. 항공기 동력학의 영역에 있어서도 특정 비행조건에서 계산된 평형점(trim point)에서 만든 선형 모델을 이용하여 비행제어시스템을 설계한다. 하지만 이러한 선형모델은 제한된 비행영역에서만 유효하기 때문에 현대의 항공기와 같이 넓은 동작 영역(operational envelope)에서 높은 기동성이 요구되거나, 고도나 속도 등 비행조건에 따라서 항공기의 동특성이 크게 달라지는 경우에는, 선형모델에 기반한 선형제어시스템을 비행조건에 따라서 적절히 갱신해 주어야 할 필요가 있다[1,2]. 이와 같이, 전체 동작영역 내에서 만족할만한 성능을 얻기 위해서 선형제어시스템을 보완하기 위한 여러 기법들이 연구되어 왔는데 대표적인 것이 게인 스케줄링 선형제어(그림1.1)이다[3,4].

게인 스케줄링(gain scheduling)은 시변 그리고/혹은 비선형 시스템에서 제어기를 설계하는데 통상적으로 사용되는 기법으로서, 기존의 게인 스케줄링 기법에 의한 제어기의 설계 순서는 다음과 같다. 먼저, 적당한 수의 동작점을 선택한 후 시스템을 선형 시불변(time-invariant) 시스템으로 근사화 한다. 그리고, 안정성과 목표성능을 만족하도록 각 동작점에서 얻은 선형시스템에 대해서 선형제어기를 설계한다. 끝으로, 이러한 선형제어기들을 혼합하여 단일 제어시스템으로 전체 동작범위에서 작동하도록 한다[3,4]. 일반적으로 게인스케줄링 제어기를 설계하려면 적절한 동작점들의 선정과 적절한 보간법(interpolation strategy)의 선택과 같은 긴 시행착오과정이 요구된다. 이런 맥락에서, 주어진 시스템의 거동(behavior)과 비선형성의 영향력에 관한 경험적인 지식이 스케줄링의 전략적 모양새를 다듬는데 도움을 줄 수 있다. 하지만 기존

의 게인 스케줄링 제어기의 설계에서는 이러한 경험적인 지식의 획득과 표현을 위한 수단이 부족하기 때문에, 게인스케줄링 제어기의 설계과정을 받쳐주는 잠재적 유용수단으로서 퍼지로직이 고려되어왔다.

예를 들어, 동압(dynamic pressure)의 크기에 따라 제어면(control surface)의 변위가 항공기 성능에 미치는 영향을 언어적인 서술로써 묘사해서 게인 스케줄링에 이용할 수 있다. 즉, 높은 동압(낮은 고도와 높은 속도)에서 제어면 변위는 매우 효과적이지만 동압(dynamic pressure)이 감소함에 따라 그 효과는 감소한다. 여기서, '낮음' 및 '높음'과 같은 언어적인 묘사는 부정확하며 그 의미는 퍼지로직을 통하여 최적으로 언어진다[5]. 참고문헌[6]과 [7]에서는 퍼지로직을 고전제어기의 게인 스케줄링 모듈에 성공적으로 적용하였다. 즉, 외부 매개변수(parameter)와 PID게인 사이의 상호관계를 언어적인 서술로써 묘사해서 그에 따라 PID 제어기 게인을 조율(tuning)하는 방법을 사용하였다(그림1.2).

본 논문에서는 퍼지로직 기반 게인 스케줄링 기법을 참고 문헌[8]에 소개된 F/A-18 운동모델에 적용하고자 한다. 기존의 퍼지로직 게인스케줄링 기법과의 차이점은 퍼지로직 게인스케줄링 기법을 퍼지로직 제어알고리즘에 적용한다는 데 있다. 그림 1은 기존의 게인스케줄링 기법, Zacharias의 방법, 그리고 본 논문에서 제안한 개념을 잘 비교해서 보여주고 있다.

본 논문에서 제안한 방법은 퍼지로직 제어와 퍼지로직 게인스케줄링[2]의 이점을 결합해서 항공기의 성능을 증진시키고 비행제어시스템의 설계를 용이하게 해준다는 점에서 그 의의가 있다.

본 논문에서는 먼저 혼합(combined) 퍼지제어기의 개요를 소개하고 다음으로 각각의 퍼지 모듈의 설계방법에 대해서 상세히 설명한다. 그리고, 제안된 결합 퍼지제어기를 F/A-18의 피치 자세제어에 적용하여 그 성능에 관한 결과를 제시한다.

II. 혼합 퍼지 제어기

그림 2는 본 논문에서 제안한 혼합 퍼지로직제어기(FLC)의 구조를 보여주고 있다. 혼합 퍼지로직제어기는 피드백과

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2003. 11. 5., 채택확정 : 2003. 12. 12.

홍성경, 심규홍, 박성수 : 세종대학교 항공우주항공학과

(skhkg@sejong.ac.kr / kyuhshim@sejong.ac.kr / sungsu@sejong.ac.kr)

※ 본 연구는 학술진흥재단 대학중점연구소 지원사업(No. 2002-005-1120002)에 의하여 연구되었음.

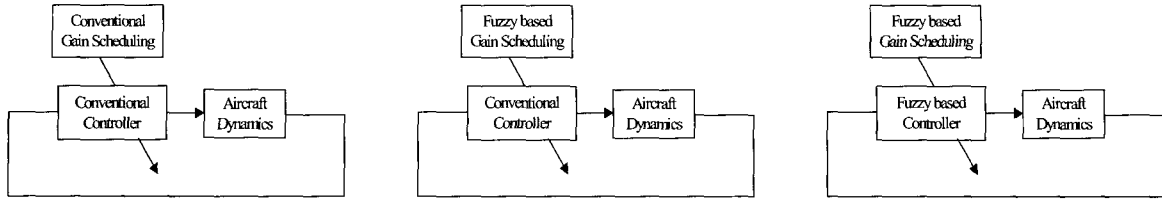


그림 1. 여러 형태의 게인 스케줄링 기법.
Fig. 1. Several types of gain scheduled controller.

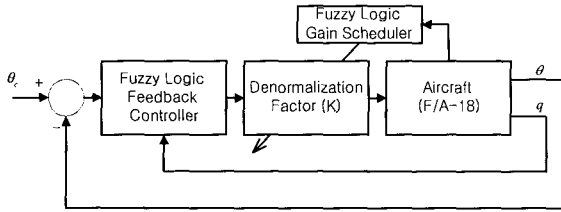


그림 2. 제안하는 게인 스케줄링 퍼지 비행제어.
Fig. 2. A concept of proposed FLC.

게인 스케줄링 규칙기반들로 모듈화(modularized)된다. 퍼지 규칙기반은 피드백 제어법칙을 결정하기 위하여 사용되며, 또 다른 퍼지규칙은 작동조건을 특성 짓는 매개변수들에 대해서 퍼지 게인 스케줄링 인자(factor)를 계산하는데 사용된다. 각각의 퍼지로직 모듈은 입력신호의 퍼지화(fuzzification), 퍼지추론엔진(fuzzy inference engine), 그리고 역퍼지화(defuzzification)의 세 부분으로 구성되어있다. 이 세 부분을 통하여 퍼지로직은 비선형의 관계성을 제공한다.

피드백 규칙기반 모듈은 제어오차 및 제어오차의 변화율을 사용하며 이들은 다음과 같이 정의된다.

$$e_k = \theta_c - \theta(k) \tag{1}$$

$$\Delta e = \frac{e_k - e_{k-1}}{t_s} = \frac{\theta(k-1) - \theta(k)}{t_s} = -q \tag{2}$$

여기서 θ_c 는 피치각 명령이며, θ 는 피치각, q 는 피치각속도, 그리고 t_s 는 샘플링 시간이다. 이러한 퍼지로직 피드백 제어기에 의해 표시되는 비선형 함수관계는 다음과 같다.

$$u(k) = F(e(k), \Delta e(k); K_e, K_{\Delta e}) \cdot K \tag{3}$$

여기서 K_e 와 $K_{\Delta e}$ 는 각기 e 와 Δe 에 관한 스케일링 인자이며, K 는 역표준화(denormalization) 인자이고, F 는 퍼지피드백제어기를 표현하는 비선형 함수이다.

이러한 퍼지로직 피드백 제어기가 언어기반(linguistic based) 비선형 제어기를 형성하므로 선형제어를 능가하는 성능을 제공하는 하지만, 두 가지 입력만을 사용하는 퍼지제어기 그 자체로서는 항공기의 전 비행영역에서 균일한 성능을 얻을 수가 없다. 즉, 피드백 규칙기반은 다음과 같이 정의되는 동압(dynamic pressure)과 같은 중요한 파라미터의 변화에 민감하다.

$$Q = \frac{1}{2} \rho V_i^2 \tag{4}$$

여기서 ρ (slug / ft³)는 공기밀도이며 V_i (ft / sec)는 공기 속도이다.

퍼지로직 피드백 제어기에 있어서 출력 역표준화 인자 K 는 기존 제어기의 게인 상수와 유사한 역할을 한다. 즉, 역표준화 인자의 조절은 제어기의 성능과 시스템의 안정성에 직접적인 영향을 주는 페루프 게인과 유사한 작용을 한다. 그러므로 역표준화 인자의 조절은 종전의 PID 제어기에 있어서 게인 스케줄링과 유사하다. 이러한 개념을 염두에 두고 종전의 비행제어에 있어서 적응 수단으로 널리 받아들여지는 게인 스케줄링 전략을 획득함으로써 전체 비행영역을 통틀어서 균일한 성능을 성취할 수 있도록 퍼지로직기반 역표준화 인자의 스케줄러를 설계했다(본 논문에서는 이러한 스케줄러를 역표준화 인자의 역할과 PID제어기의 게인 상수의 유사성에 기인하여 편의상 이를 퍼지로직기반 게인스케줄링이라 부른다). 종전의 비행자세제어에서는 종방향 항공기 운동의 단주기 감쇠결핍을 보상하기 위해서 피치각속도에 비례하는 해당 피치모멘트를 생성하기 위하여 피치각속도 신호를 제어면(control surface)으로 피드백 한다. 즉, $\delta = -K_q q$. 여기서 제어게인 K_q 는 동압(dynamic pressure)의 변화에 따른 제어면 변위의 효율성을 고려해서 비행조건에 따라서 조절된다. 게인 K_q 와 동압의 관계는 실험적으로 다음과 같이 기술된다.

$$K_q \propto \frac{I_y}{\rho V_i^2} C_{m\delta\epsilon} \tag{5}$$

여기서 I_y 는 관성모멘트이며 $C_{m\delta\epsilon}$ 는 제어면 변위에 따른 피치모멘트 효과이다[1].

(5)를 기초로, 비행제어시스템에 관한 기존 게인 스케줄링의 실험적 지식을, 동압에 따라서 제어면의 변위가 항공기 성능에 미치는 영향을 언어로 서술함으로써 퍼지로직으로 표현할 수 있다. 나아가, 퍼지로직의 보간 능력은 항공기 운동이 한 비행영역에서 다른 영역으로 전이되는 동안 제어작동을 유연하게 연결되도록 한다. 퍼지로직의 이러한 장점을 가지고, 외부 파라미터인 동압 Q 의 변화에 따른 퍼지제어기의 역표준화 인자를 결정하기 위한 온라인 퍼지규칙과 추론을 활용했다. 퍼지로직 피드백 제어기에 의해 함수관계로 표현된 (3)에 퍼지로직 게인스케줄링을 적용하면 다음과 같다.

$$u(k) = F(e(k), \Delta e(k); K_e, K_{\Delta e}) \cdot K_{FUZZY}(Q) \tag{6}$$

여기서 $K_{FUZZY}(Q)$ 는 퍼지로직 게인 스케줄러의 수치적

제어 출력인 역표준화 인자의 절대값이다. 규칙집합(rule set)과 membership 함수는 미리 정해지며 역표준화 인자가 조율되는 동안 일정하게 유지된다고 가정한다. 이 방법의 독특성은 항공기의 향상된 성능을 도출하기 위하여 퍼지로지 제어기와 퍼지로지 게인 스케줄링의 이점을 결합하는 것, 그리고 퍼지로지 제어기의 제한된 성능을 퍼지로지 게인 스케줄링으로 보완해주는 데 있다. 상세한 설계고려사항은 다음의 2.1 절에서 기술한다.

1. 퍼지로지 피드백제어기

이 모듈에서는 삼각형 형태의 소속(membership)함수를 사용하여 퍼지화가 수행된다. 입력의 범위는 -1에서 +1이며 7개의 범주(NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB)로 나뉘어진다. 여기서 N: Negative, P: Positive, ZO: Zero, S: Small, M: Medium, B: Big을 의미한다. Membership 함수의 범위는 다음을 만족하도록 선택한다.

$$\sum_j \mu_{\tilde{A}_j}(e) = 1 \tag{7}$$

$$\sum_j \mu_{\tilde{B}_j}(de) = 1 \tag{8}$$

여기서 $\tilde{A} = \{\tilde{A}_j\}$ 와 $\tilde{B} = \{\tilde{B}_j\}$ 는 각각 오차(E)와 오차변화율(DE)에 대한 퍼지 부집합(subsets)의 모음이다.

그림 3과 4는 오차($e(k)$)와 오차변화율 $de(k)$ 에 대한 퍼지 집합 소속함수를 보여준다. 이 그림에서 zero(ZO)로부터 멀리 떨어진 영역에서는 거친(coarse), 그리고 zero(ZO) 근처에서는 정밀한 제어 전략을 구현하고 있음을 알 수 있다. 결과적으로 ZO 범주는 매우 좁게 유지된다. 이는 2차 시스템에서 overshoot를 줄이기 위함이다. 이와 같이 소속함수의 모양은 비선형 제어를 구현하며, 따라서 선형제어 이상의 성능향상을 기대할 수 있다. 그림 5는 게인 스케줄링을 위한 파라미터인 동압의 소속함수이다.

또한, 규칙기반은 If-Then 규칙의 형태로서 동작에 관한 경험적 지식을 저장하는데 사용된다. 즉,

$$\text{if } e(t) \text{ is } \tilde{A}_j \text{ and } de(t) \text{ is } \tilde{B}_j, \text{ then } u \text{ is } \tilde{C}_{j,l}. \tag{9}$$

이와 같은 규칙을 적용한 최종 제어출력은 다음과 같이 주어진다.

$$u_{j,l} = \min(\mu_{\tilde{A}_j}(e), \mu_{\tilde{B}_j}(de)). \tag{10}$$

이 논문에서는 center-average 역퍼지화 방법을 채택했으며, 역퍼지화 계산을 singleton을 사용함으로써 단순화 시켰다. 언어적(linguistic) 출력의 u 와 관련된 수치는 표 1에서, 역표준화 인자는 표 2에 정의되었으며 제어규칙의 도표는 그림 6과 같이 주어졌다.

2. 퍼지로지 게인스케줄러

실에서는 항공기가 작동하는 비행영역을 나타내는 동압기반을 둔 피드백 퍼지제어기의 역표준화 팩터를 위한 게인 스케줄러를 설계한다. 다양한 동작점들에서 시뮬레이션을 통해서 역표준화 인자의 범위 $[K_{min}, K_{max}]$ 를 다음과 같이 결정하였다.

$$K_{min} = 1.0\delta_{s,lim} \tag{11}$$

$$K_{max} = 20.0\delta_{s,lim} \tag{12}$$

여기서 $\delta_{s,lim}$ 는 미익수평날개(stabilator) 변위의 기계적인 한계치이다.

동압의 소속함수는 그림 5에서 보여지는 바와 같고 퍼지 규칙의 결론 부분은 표 2에서 보여지듯이 singleton 소속함수에 의해서 특성 지어진다. 게인 스케줄링에 기반을 둔 퍼지 규칙을 유도하기 위한 방법은 비행제어시스템에 대한 기존 게인 스케줄링 개념의 경험적 지식을 사용하기로 한다.

표 1. 퍼지제어의 Singleton 결론부.

Table 1. Feedback Rule Base Singleton Consequent.

NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
-1	-2/3	-1/3	0	1/3	2/3	1

표 2. 게인스케줄러의 Singleton 결론부.

Table 2. Gain Scheduler Singleton Consequent.

Small	Medium	Big
1	10	20

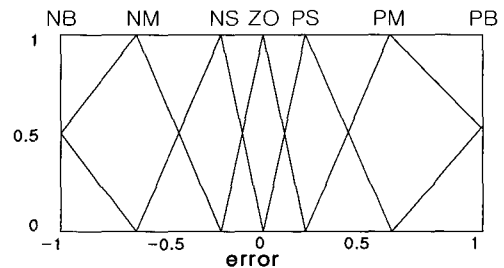


그림 3. 오차의 소속함수.

Fig. 3. Membership function of error.

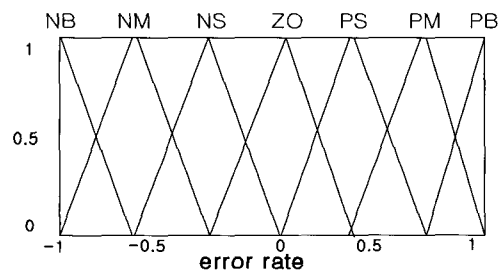


그림 4. 오차 변화율의 소속함수.

Fig. 4. Membership function of change of error.

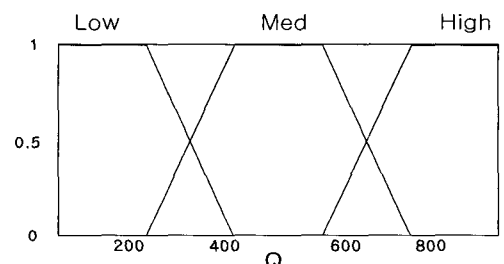


그림 5. 동압의 소속함수.

Fig. 5. Membership function of dynamic pressure.

		<i>e</i>							
		NB	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
		NB	ZO	PS	PM	PB	PB	PB	PB
		NM	NS	ZO	PS	PM	PB	PB	PB
<i>de</i>		NS	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	PB
		ZO	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
		PS	NB	NB	NM	NS	ZO	PS	PM
		PM	NB	NB	NB	NM	NS	ZO	PS
		PB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	ZO

그림 6. 퍼지제어규칙.
Fig. 6. The control rules.

다음의 퍼지규칙이 역표준화 인자를 조율시키기 위하여 사용된다.

If Q is Low then K is Big,
If Q is Med then K is Medium,
If Q is High then K is Small.

이는 높은 동압에서는(즉, 낮은 고도와 높은 속도), 제어변위(미익수평날개의 변위: stabilator deflection)의 효과가 크므로 제어변위는 클 필요가 없고, 낮은 동압(dynamic pressure)에서는 제어변위의 효과가 감소하므로 제어변위는 상대적으로 커야 함을 의미한다. 이러한 퍼지규칙은 경험적인 지식에 기초해서 시스템을 표현하는데 효과적인 수단이며, 개인 스케줄링 기법을 언어적인 서술로서 표현함으로써 개인 스케줄링 제어기의 설계과정을 손쉽게 할 수 있다.

III. 시뮬레이션 결과

본 논문에서 제안한 퍼지규칙 비행제어기의 성능 및 강건성 평가를 위해서 참고문헌[8]에서 얻은 F/A-18 선형 중방향 운동 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 비행영역은 고도 0-40000 ft 속도 600-800 ft/sec이며, 비행영역 내의 각기 다른 4가지 비행조건에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

1. 성능시험

그림 7은 비행영역 내의 4가지의 서로 다른 비행조건에 대하여 개인 스케줄링을 하지 않은 단순 퍼지피드백제어기의 10도 피치 자세 입력에 대한 스텝응답을 보여준다. 두 동작점에서는 만족스러운 균일한 성능을 보여주지만 다른 두 동작점에서는 느린 상승시간과 함께 상대적으로 큰 정상상태 오차와 오버슈트가 나타남을 알 수 있다. 즉, 퍼지규칙 자체의 비선형적 반응에도 불구하고 적응체계가 없는 단순 퍼지 제어기는 항공기 전체 비행영역에서 균일한 비행성능을 유지할 수 없음을 알 수 있다. 이와 같은 적응체계 결여에 의한 단점을 보완하기 위해서 본 논문에서 제안하는 개인 스케줄링 퍼지제어기의 동일한 입력에 대한 시간응답 특성은 그림 8과 같다. 그림에서 보듯이 비행영역 내에서 비행조건 변화에도 불구하고 전체적으로 균일한 비행성능을 유지함을 알 수 있다. 즉, 적절한 적응체계를 동반하는 퍼지제어기를 통하여 비행영역 내에서 항공기의 시변 그리고/혹은 비선형 특성이 적절히 보상되고 있음을 확인 할 수 있다.

2. 강건성시험

개인스케줄링 퍼지제어기의 강건성을 입증하기 위하여 고도와 속도 각 센서에 잡음을 주사해서 스케줄링 파라미터인 동압을 변화시켰다. 즉, 동압은 평균치가 영이고 표준편차가 30(lb / ft²) 인 Gaussian 백색잡음에 의해 오염되었고, 이 오염된 파라미터에 의하여 퍼지 개인 스케줄링 모듈이 작동된다고 가정하였다. 앞 절의 성능시험과 동일한 입력에 대한 시간응답 특성은 그림 9와 같다. 그림에서 보듯이 오염된 스케줄러 입력에 의하여 제어변위 명령에 미소한 진동이 발생되는 영향을 볼 수 있다. 한편, 그림에도 불구하고 제어시스템은 여전히 양호하고 안정된 응답을 보이는 것을 볼 수 있다. 비록 전체영역의 성능을 평가하기 위해서는 추가적인 다양한 실험이 필요하지만, 앞서 언급한 결과들은 퍼지비행제어기가 센서 잡음 등의 불확실성이 유입되는 경우에도 퍼지 제어의 특성상 그 응답이 강건하다는 사실을 확인 할 수 있다.

IV. 결론

본 논문에서는 단순 퍼지제어기의 단점을 극복하기 위하여 퍼지논리 기반의 적응체계를 동반하는 혼합 퍼지제어기를 제안하고 이를 비행제어시스템에 적용하였다. 퍼지 비행제어시스템의 적응체계를 구현하기 위하여 퍼지제어기의 역표준화 인자(denormalization factor)를 퍼지논리를 이용하여 스케줄링 하였다. 이와 같이 설계된 제어기를 비행영역이 넓은 F/A-18 항공기를 대상으로 여러 비행조건하에서 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 제안하는 제어기를 통하여 비행영역 내에서 항공기의 시변 그리고/혹은 비선형 특성이 적절히 보상되고 있음을 확인 할 수 있었으며 센서 잡음 등의 불확실성이 유입되는 경우에도 그 응답이 강건하다는 사실을 확인 할 수 있었다. 추후 연구를 통하여 본 논문에서 제안한 기법을 전체 비행영역에서 유효한 비선형 항공기 모델에 적용하고, 안정성을 분석을 수행하고자 한다.

참고문헌

- [1] D. McRuer, I. Ashkenas and D. Graham, "Aircraft dynamics and automatic control," Princeton University Press, New Jersey, 1973.
- [2] D. Gangsaas, K. V. Bruce, J. D. Blight U. L. Ly, "Application of modern synthesis to aircraft control: Three case studies," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 31, no. 1, pp. 995-1014, 1986.
- [3] S. M. Shahruz and R. Langari, "Design of compensator for linear parameter varying feedback systems by the gain scheduling technique," *Proceedings of the American Control Conference*, 1991.
- [4] J. S. Shamma, "Analysis and design of gain scheduled control systems," Ph.D thesis, MIT, 1988.
- [5] L. A. Zadeh, "Outline of a new approach to the analysis of complex systems and decision processes," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 1973.
- [6] Z. Zhao, M. Tomizuka and S. Isaka, "Fuzzy gain scheduling of a PID controllers," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, vol. 23, no. 5, pp. 1392-1398, 1993.

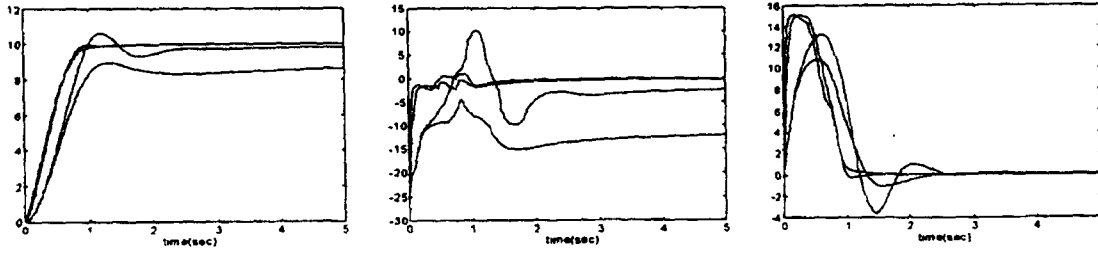


그림 7. 단순 퍼지제어기의 시간응답 (1. 피치 자세, 2. 조종면, 3. 피치 각속도).

Fig. 7. Response of Fuzzy Controller without Gain Scheduling, 1. Pitch angle, 2. Stabilator command, 3. Pitch rate.

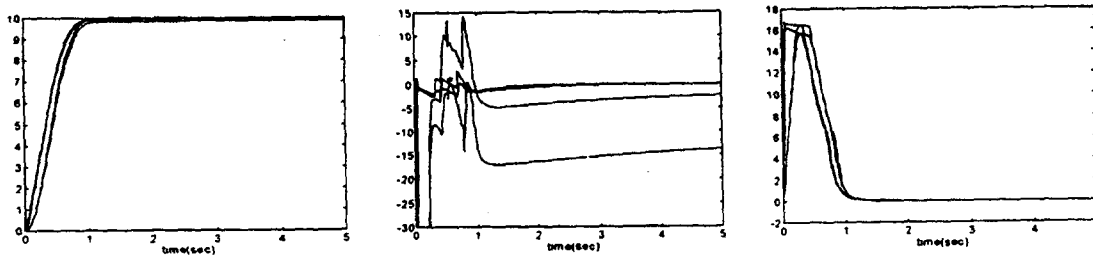


그림 8. 제안하는 퍼지제어기의 시간응답 (1. 피치 자세, 2. 조종면, 3. 피치 각속도).

Fig. 8. Response of Fuzzy Controller with Gain Scheduling, 1. Pitch angle, 2. Stabilator command, 3. Pitch rate.

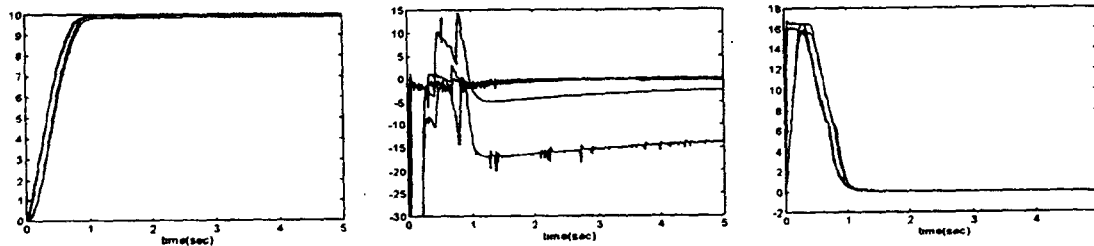


그림 9. 센서잡음에 대한 제안하는 퍼지제어기의 시간응답 (1. 피치 자세, 2. 조종면, 3. 피치 각속도).

Fig. 9. Response of the Gain Scheduled Fuzzy Controller with Sensor Noise, 1. Pitch angle, 2. Stabilator command, 3. Pitch rate.

[7] P. Gonsalves and G. Zacharias, "Fuzzy logic gainscheduling for flight control," *Proceedings of international conference on IEEE Fuzzy Systems, Int'l Conference*, pp. 952-957, 1994.

[8] K. Krishnakumar, P. Gonsalves, A. Satyadas and G. Zacharias, "Hybrid fuzzy logic controller synthesis via pilot modeling," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 18, no. 5, pp. 1098-1105, 1995.

[9] S. Chiu, S. Chand, D. Moore, and A. Chaudhary, "Fuzzy logic for control of roll and moment for a fixed wing aircraft," *IEEE Control Systems magazine*, vol. 1, no.1, pp. 42-48, July, 1991.

[10] L. I. Larkin, "A fuzzy logic controller for aircraft flight control," *Industrial Applications of Fuzzy Control*, Elsevier Science Publishers B.V., 1986.

[11] 홍성경, 이정영, "PD형 퍼지로지 제어기의 게인 스케줄링 기법 연구 : 고기동 항공기의 비행 제어 적용," *International Conference on Control, Automation and Systems*, 제어자동화시스템공학회, 10월, 2001.

[12] 탁민제, 홍성경 외 3인, "퍼지논리제어와 LMI 기법을 이용한 강인 게인 스케줄링," *제어자동화시스템 공학회 논문지*, 제7권, 1호, 2001.

V. 부록

비선형 F/A-18 모델은 다수의 서로 다른 비행조건에서 선형화된다. 이들은 다음과 같은 상태공간식으로 표시된다.

$$\dot{x} = Ax + Bu; x = [V, \alpha, \theta, q]^T; u = \delta, \tag{13}$$

A와 B행렬값은 다음과 같다.

동작점 1: 속도 800ft/s, 고도 0 ft

$$A = \begin{bmatrix} -0.01896 & 26.20 & -32.19 & 0 \\ -0.0001027 & -2.233 & 0 & 0.999 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.0011 & -10.25 & 0 & -0.5193 \end{bmatrix}$$

$$B = [0 \quad -0.002953 \quad 0 \quad -0.2964]^T$$

동작점 2: 속도 800ft/s, 고도 20,000 ft

$$A = \begin{bmatrix} -0.011048 & -12.906 & -32.199 & 0 \\ -0.00011155 & -1.198 & 0 & 0.9995 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.0004868 & -3.63 & 0 & -0.30628 \end{bmatrix}$$

$$B = [0 \quad -0.001707 \quad 0 \quad -0.169]^T$$

동작점 3: 속도 600ft/s, 고도 0 ft

$$A = \begin{bmatrix} -0.013566 & -11.206 & -32.199 & 0 \\ -0.00017885 & -0.14815 & 0 & 1.00099 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -4.1493 & 0 & -0.3327 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & -0.00058723 & 0 & -0.03906 \end{bmatrix}^T$$

동작점 4: 속도 600ft/s, 고도 40,000 ft

$$A = \begin{bmatrix} -0.01675 & -33.81 & -32.199 & 0 \\ -0.000192 & -0.3267 & 0 & 0.999 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.0003964 & -1.439 & 0 & -0.11896 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & -0.00058723 & 0 & -0.03906 \end{bmatrix}^T$$



홍성경

1987년 연세대학교 기계공학과 (공학사). 1989년 연세대학교 기계공학과 (공학석사). 1998년 Texas A&M Univ. 기계공학과 (공학박사). 1989년~2000 국방과학연구소 선임연구원. 2000년 ~현재 세종대학교 기계항공우주 공학 부교수. 관심분야는 무인항공기 유도제어, 지능 제어, 메카트로닉스 및 센서응용.



심규홍

1983년 인하대학교 항공공학과 (공학사). 1987년 Wichita State University 항공우주공학과 (공학석사). 1999년 Wichita State University 전기 및 컴퓨터공학과 (공학박사). 2000년 KAIST 연구원. 2001 ~현재 세종대학교 세종-록히드마틴 우주항공연구소 전임연구교수. 관심분야는 제어 이론 및 응용.



박성수

1988년 서울대학교 항공공학과 (공학사). 1990년 서울대학교 항공공학과 (공학석사). 2000년 UC Berkeley 기계공학과 (공학박사). 2001년~2002년 UC Berkeley ITS 연구소 연구원, 2003년~현재 세종대학교 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 항법유도제어.