퍼지 PI+D 제어기를 이용한 터보제트 엔진의 연료유량 제어

Fuel Flow Control of Turbojet Engine Using the Fuzzy PI+D Controller

정병인*, 지민석*

Byeong-In Jung*, Min-Seok Jie*

요 약

본 논문에서는 연료유량이 제어 수단인 터보제트 엔진에 대해 압축기의 서지를 방지하면서 가속시간을 줄일 수 있는 제어기를 제안하였다. 퍼지이론과 PI+D 제어 알고리즘을 적용하는 터보제트 엔진 제어기를 설계하였고 Mamdani의 추론법을 적용하여 추론하고, 비퍼지화는 무게 중심법을 사용하였다. 퍼지추론 결과는 터보제트 엔진의 가감속시 서지와 flame-out 현상을 방지하기 위해 연료 유량 제어 입력으로 사용되고, 신속하고 안전하게 원하는 속도로 수렴할 수 있도록 제어기를 설계한다. MATLAB을 사용한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하여 제안된 제어기의 성능을 입증하였다.

Abstract

In this paper, Proposed controller prevent compressor surge and reduce the acceleration time of the fuel flow control system for turbo-jet engine. Turbo-jet engine controller is designed by applying fuzzy PI+D control algorithm and make an inference by applying Mamdani's inference method and the defuzzification using the center of gravity method. Fuzzy inference results are used as the fuel flow control inputs to prevent compressor surge and flame-out for turbo-jet engine and the controller is designed to converge to the desired speed quickly and safely. Using MATLAB to perform computer simulations verified the performance of the proposed controller.

Key words : turbojet engine control, fuzzy PI+D controller, fuel flow control, surge control.

I. 서 론

일반항공기 및 무인항공기에 사용되는 터보제트 엔진은 설계점은 물론 그 이외의 예상 가능한 작동 조건의 범위 내에서 작동의 신뢰성을 보장할 수 있도록 적절한 제어가 필요하다[1]. 항공기용 제트엔진에 사용되는 제어 수단 중 연료유량과 배기 노즐 면적을 가장 중요한 것으로 들 수 있으며, 이외에도 공기흡입구와 노즐의 안내깃, 공기 블리드 밸브, 과급기, 윤활계통, 제동계통 등에서도 크고 작은 제어방법을 필요로 한다. 일반적으로 항공기는 이착륙 거리가 가능한 짧아야 하고, 특히 군용항공기는 큰 기동성을 요구하고 있다. 이를 만족하기 위해서는 항공기에 사용되는 터보제트 엔진의 가속시간이 짧아야 한다. 그러나 연료유량의 급격한 증가로 인해 구성요소는 압축

* 한서대학교 항공전자공학과(School of Avionics, HanSeo University)
· 제1저자(First Author) : 정병인 · 교신저자(Corresponding Author) : 지민석
· 투고일자 : 2011년 5월 31일
· 심사(수정)일자 : 2011년 6월 1일 (수정일자 : 2011년 6월 23일)
· 게재일자 : 2011년 6월 30일

기 서지 현상 또는 터빈입구 온도 초과상승과 같은 엔진 작동한계를 벗어날 수 있다. 특히 서지 현상은 공기유동로의 배압이 증가하여 엔진에 유입되는 공기 유량이 감소하게 됨으로써 압축기 실속을 일으키는 요인이 되며, 부가적으로 엔진의 공기유량 감소로 인한 터빈입구 온도를 과다하게 상승 시킬 수도 있다. 따라서 제트 엔진의 열역학적 및 기계적인 상태변수(로터 회전수, 온도, 압력 등)를 정확히 감지하고 이를 열적 안정범위내에서 신속하게 작용하여 고성능의 추력 동적반응특성을 갖도록 연료량 입력을 효과적으로 제어하는 것이 제트엔진 제어기설계의 관건이다.

이와 같이 항공기 엔진을 최적의 조건에서 자동으로 제어하기 위해서는 우선적으로 각 시스템들이 디지털 전자식으로 구현되어야 한다. 로터의 회전 속도를 자동으로 제어하기 위해서는 연료 유량의 출사량을 자동으로 조절하는 방법이 적용되고 있다. 무인항공기 등과 같은 소형 제트엔진의 경우에는 시스템의 단순화를 위해 배기노즐 면적을 고정하고 있어 추력 즉, 로터의 회전 속도를 제어하기 위해서는 연료 유량의 흐름만을 제어하여 원하는 엔진 성능을 얻는 단일 입출력 시스템에 적합한 엔진 제어 시스템을 설계하여야 한다.

실용적인 제트엔진의 제어는 PID(Proportional Integral Derivative) 제어법칙을 이용하여 일부 측정가능 상태변수 궤환방식을 들 수 있는데, 제트엔진 시스템의 모델특성이 규명되면서[2][3] 기준점 추적제어의 PI 제어방식이 일반화되었다. 최근에는 퍼지논리를 적용하여 터보제트 엔진의 연료 흐름을 계산하기 위한 ECU(Electronic Control Unit)의 알고리즘[4] 및 신경망을 이용하여 연료 흐름 제어기를 설계[5]하는 등 연료흐름을 제어하여 터보제트 엔진의 효율성을 높이는 정밀한 제어기를 설계하기 위한 연구가 진행되고 있다[6].

본 연구는 연료유량만이 입력이 되는 소형 제트엔진 제어기 설계에 대해 실제적인 PI 제어기와 같은 설계기법에 근거, 감지가능한 상태변수로부터 출발하여 퍼지추론방식을 이용한 제어기를 설계하고자한다. 제트엔진과 같은 비선형적인 제어특성에 잘 부합되기 위한 퍼지규칙의 효율성은 퍼지화/비퍼지화, 퍼지추론 등의 변수 설정에 따라 좌우된다. 비교적 잘 설계된 퍼지 PI 제어 결과[7]로부터 퍼지 제어 규칙을 규명하여 퍼지 PI+D 제어기를 설계하고자한다. 제안된 기법을 선형 모델 엔진에 적용한 시뮬레이션을 수행하고 PID제어 및 퍼지 PI 제어 실험 자료와의 비교분석을 통하여 제어 성능을 보이고자 한다.

Ⅱ. 엔진 제어 시스템 설계

2-1 제어기 설계 대상 플랜트

대상 모델로는 항공기용 터보제트 엔진 모델로서 제어기 설계의 목적은 연료량 입력에 대해서, 엔진의 열역학적인 변수들의 동안정적이면서 신속한 응답특성으로부터, 결국 제트엔진의 성능을 결정짓는 고성능, 고기동의 추력 특성을 얻는 것이다.

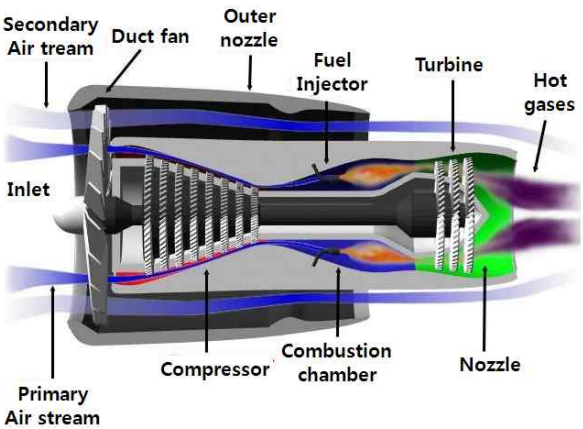


그림 1. 터보제트 엔진 구조
Fig. 1. Schematic of a turbojet engine.

터보제트 엔진은 그림 1과 같이 압축기(Compressor), 연소기(Combustor), 터빈(Turbine), 노즐(Nozzle)로 구성된다. 흡입된 공기는 압축기에서 압축되어 고압화되고 연소실로 보내진다. 연소실에서 연료노즐은 계속적으로 연료를 보내서 거의 정압상태에서 연속적인 연소가 발생하게하고, 이때 발생한 고온, 고압가스가 터빈을 지나면서 터빈을 회전시키고 노즐을 통해 빠른 속도로 분출된다.

엔진 추력은 압축기 회전속도에 비례하므로 회전속도를 측정하여 엔진 제어 시스템에 사용한다. 엔진

가감속 제어는 요구 추력을 압축기 회전속도로 변환시킨 속도 명령을 추종하도록 연료유량을 제어한다.

2-2 퍼지 제어기 설계

퍼지 논리를 기반으로 1974년 Mamdani와 Assilian은 퍼지 제어기의 기본구조를 만든 후 스팀 엔진 제어에 도입함으로써 퍼지 제어기가 구현하기 쉬우며 좋은 제어 성능을 가짐을 보였다. 퍼지 제어기는 인간의 축적된 경험과 지식을 제어하고자 하는 대상에 적용한 것이며, 제어 규칙은 주로 전문가의 경험과 지식에 의해서 이루어진다. 특히, 퍼지 제어기는 비선형적인 특성을 가지고 있는 시스템이나 선형화된 모델이라 할지라도 프로세스의 제어변수가 많은 경우의 시스템에 대해 좋은 제어 성능을 보인다[8]. 산업공정 분야에서 가장 많이 사용되고 있는 PID제어기는 공정의 여러 환경에 대해 강인한 특성을 나타내며 운전자들에게 가장 익숙한 제어 방식이기 때문에 널리 사용되나, 고전적인 PID 제어기는 비선형 시스템에 대해서는 좋지 못한 특성을 나타낸다. 그러나 퍼지 제어기는 언어적인 표현이 가능하므로 비선형 부분에 대해 매우 강인한 특성을 가질 수 있다. 퍼지 제어기에서는 PI형이나 PD형이 주로 연구되었으나, 정상상태 오차를 0으로 할 수 있는 장점 때문에 퍼지 PI형이 보편적으로 사용되어왔다. 그러나 퍼지 PI형은 정상상태에서의 성능은 양호하나 과도상태의 성능향상에는 한계가 있고 퍼지 PD형은 정상상태오차를 줄일 수 없다는 한계를 가지고 있다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 간편간접추론방식(SIIM : Simplified Indirect Inference Method)에 의한 퍼지 PI+D 제어기가 제안되었고, 1993년 Z.Y. Zhao 등[9]이 퍼지논리에 의한 퍼지 PID 이득 조정기를 제안한 이래 퍼지 PID제어기에 대한 연구도 급속히 진행되어, 1994년 Malki등은 디지털 PID제어기의 선형 모델을 바탕으로 기존의 2개의 퍼지 입력변수와 4개의 퍼지규칙, 비선형 비퍼지화를 적용하여 20개의 제어입력 영역으로 분할되는 비선형 퍼지 PID제어기를 제안하였다. Malki 등의 퍼지 PID제어기는 선형 디지털 PID구조를 기초로 선형 구조의 제어 성능이 비선형, 시변 매개변수 이득이 되도록 설계하여, 선형뿐만 아니라 비선형 플랜트에 대해 좋은 제어 성능을 가진다는 것을 입증하였다[10]. 그러나 제어입력이 퍼지 입력의 조합에 의한 20개의 영역으로 분할되고, 퍼지 입력변수의 수가 증가하면 적용하기 어려워 퍼지 PI+D또는 퍼지 PD+I형의 제어기로 구현되도록 하였다.

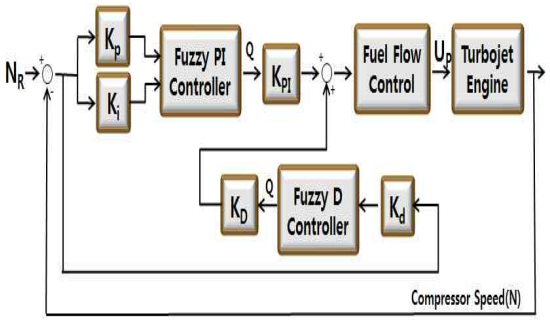


그림 2. 엔진 제어시스템의 구조
Fig. 2. Structure of the engine control system.

그림 2는 서지를 고려한 기준 속도를 설정하고 엔진 가속이 기준 명령을 추종하도록 하는 퍼지PI+D 연료유량 제어시스템 구조를 보여준다[11]. 퍼지추론 기법을 적용한 터보 제트 엔진 제어기를 설계하기 위하여 다음과 같이 압축기 기준 속도와 측정 속도 사이의 오차를 정의하였다.

$$e_N = \mathrm{N}_R - \mathrm{N} \tag{1}$$

여기서 N_R은 원하는 추력을 얻기 위한 압축기 기준 속도이고 N은 측정되는 압축기 회전속도이다.

$$u_p(t) = K_p(e_N, e_p)e_N + K_I(e_N, e_p)\int_o^t e_N(\tau)d\tau + K_D(e_N, e_p)\frac{de_N}{dt} \tag{2}$$

e_p는 서지 제어선에서의 압력비에 대한 압축기 출구에서의 압력비 오차이다. 제어기 이득 K_p, K_I, K_D는 e_N과 e_p를 이용한 퍼지추론에 의해 정한다.

퍼지추론의 입력변수는 e_N와 e_p로 정하고 출력변수 Q는 PI+D제어기 이득의 가중치이다.

퍼지규칙은 다음과 같이 작성할 수 있다.

i번째 규칙 :

If e_N is NB and e_p is NB then Q is VB

If e_N is PB and e_p is ZE then Q is B

If e_N is NS and e_p is NS then Q is M (3)

If e_N is ZE and e_p is NS then Q is S

If e_N is ZE and e_p is ZE then Q is VS

위와 같은 방법으로 작성된 전체 퍼지규칙은 아래 표와 같다.

표 1. 퍼지규칙
Table 1. Fuzzy rules.

e_P \ e_N	NB	NS	ZE	PS	PB
NB	VB	VB	VB	VB	VB
NS	VB	M	S	M	VB
ZE	B	S	VS	S	B
PS	VB	M	S	M	VB
PB	VB	VB	VB	VB	VB

퍼지 입력 변수 e_N과 e_p의 언어값은 5단계로 각각 NB, NS, ZE, PS, PB로 구성되고 출력 퍼지 변수 Q의 언어값은 5단계로 VS, S, M, VB, B로 구성된다. 표 1은 전문가의 지식을 기반으로 퍼지 입력 변수 e_N과 e_p에서의 폐루프시스템의 응답궤적을 예상하고 기본적인 제어규칙을 작성한 후 제어목적이 달성되도록 퍼지 제어 규칙을 추가한 것이다.

퍼지제어 규칙에 의한 근사추론 결과를 무게중심법으로 비퍼지화하여 가중치 Q를 얻을 수 있다.

퍼지 입력 변수의 언어값을 $e_N = x_1^0$,, $e_p = x_2^0$라 할 때 i번째 제어규칙 R_i의 적합도 W_i는 다음의 식으로 계산된다.

$$W_i = A_{i1}(x_1^0) \times A_{i2}(x_2^0),\ i=1,2,.,n \quad (4)$$

Mamdani의 추론법을 적용하여 R_i에 의한 퍼지추론 결과 C_i'는 다음 식으로 구하고

$$\mu_{C_i'}(Q) = W_i \times \mu_{C_i}(Q) \quad (5)$$

C_i'를 면적 중심법으로 비퍼지화한 추론결과 $Q = COG(C_i')$는 다음과 같이 계산된다.

$$Q = \frac{\sum_{i=1}^{n} W_i Q_i}{\sum_{i=1}^{n} W_i} \quad (6)$$

퍼지 PI+D제어기의 입·출력 변수들에 대한 소속함수는 그림 3과 같다.

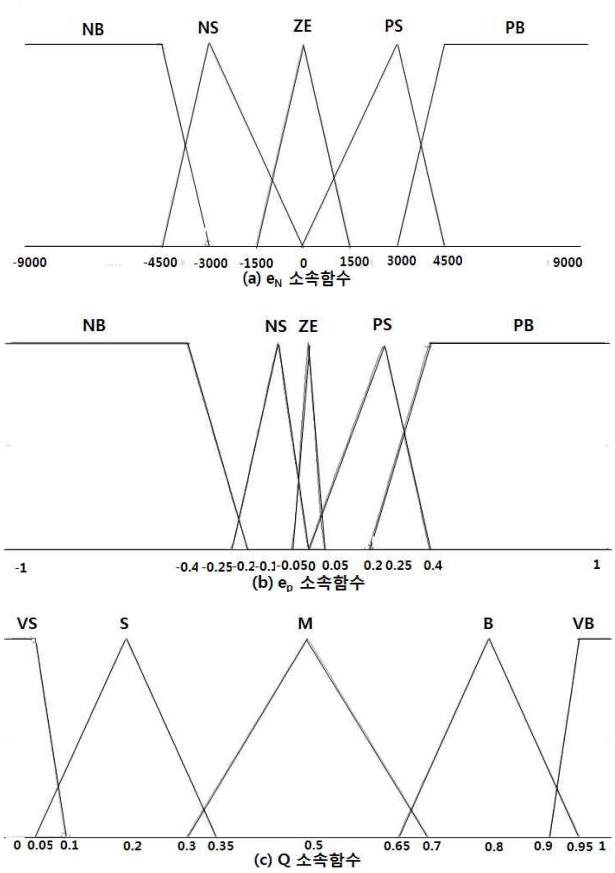


그림 3. 입·출력 변수들의 소속 함수
Fig. 3 . Membership function of input and output variables.

추론 결과인 Q를 이용하여 퍼지 PI+D 제어 이득을 다음과 같이 정의한다.

$$K_p = Q * k_1,\ K_I = Q * k_2,\ K_D = Q * k_3 \quad (7)$$
$(k_1, k_2, k_3 : \text{상수})$

이때의 제어이득 값은 엔진 회전속도 제어를 위한 연료유량을 결정한다.

Ⅲ. 모의실험

MATLAB을 사용한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하여 제안된 제어기의 성능을 확인하였다. 엔진은 다음과 같은 상태방정식으로 나타낸 선형 모델을 사용하였다.

$$\dot{x_p}(t) = A_p x_p(t) + B_p u_p(t) \quad (8)$$

여기서 $x_p = [x_{p1}\, x_{p2}\, x_{p3}]^T$: 상태변수 벡터

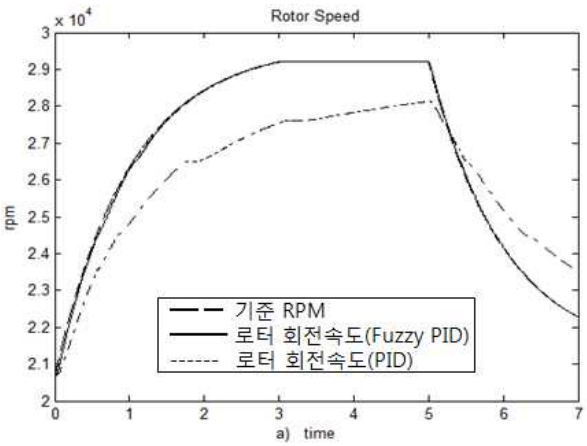
x_{p1} : 압축기 회전속도

x_{p2} : 터빈 입구 온도

x_{p3} : 압축기 출구 압력

u_p : 연료 유량

연료유량 제어 시뮬레이션은 엔진이 20653rpm으로 회전하고 있는 상태에서 3초 동안 9000rpm을 가속시켜 29653rpm을 2초 동안 유지하다가 7초까지 22286rpm로 감속하는 과정으로 수행되었다.



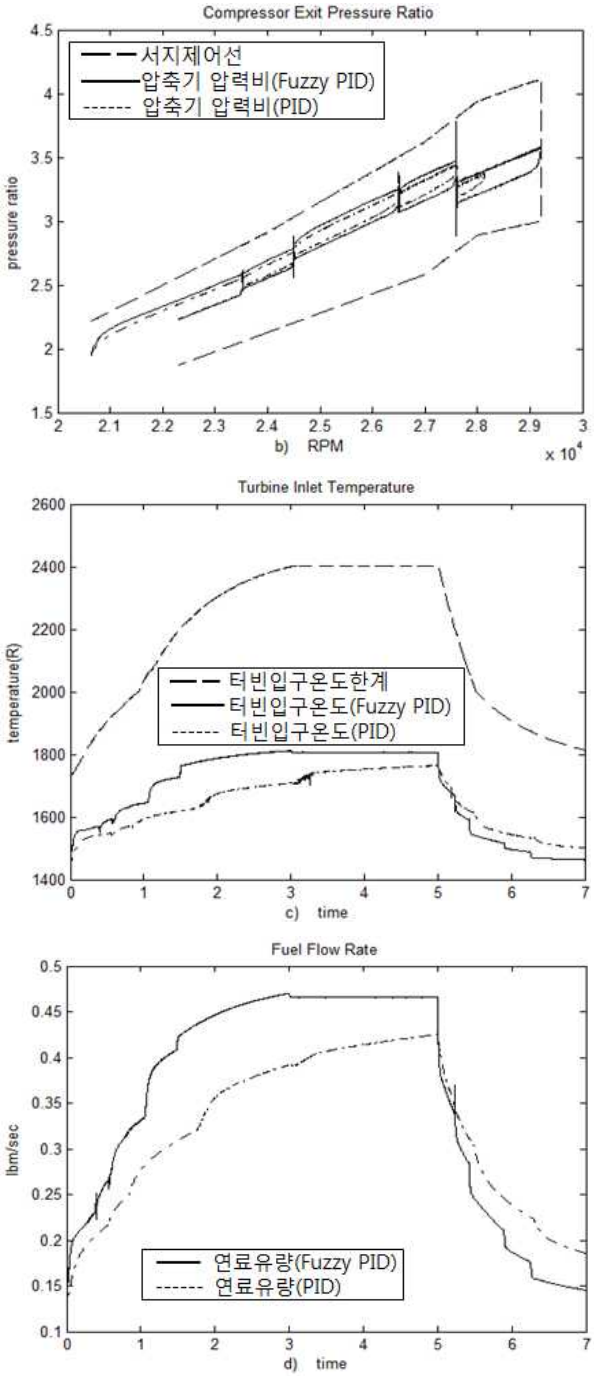


그림 4. 시뮬레이션 결과
a) 압축기 회전속도의 변화, b) 압축기 출구 압력비의 변화, c) 터빈 입구 온도의 변화, d) 연료 유량의 변화
Fig. 4 . Simulation results.
a) Compressor rotation speed, b) Compressor outlet pressure ratio, c) Turbine inlet temperature, d) Fuel flow rate

그림 4는 퍼지PI+D제어기와 PID제어기에서 기준속도 입력에 따른 엔진 회전수, 압축기 압력비, 터빈 입구온도 및 연료 유량 변화를 보여주고 있다. 퍼지

PI+D제어기는 서지 한계선을 넘지 않고 기준 속도 명령값에 추종하는 것을 알 수 있다. 반면 PID제어기를 이용하였을 경우 기준값을 추종하지 못하고 따라서 기준값 대비 오차가 크게 발생하는 것을 보여주고 있다.

제안된 퍼지 추론 PI+D 제어기의 제어이득은 K_P=0.0000027×Q, K_I=0.000025×Q, K_D=0.000002×Q 로 정하고 가중치 Q는 제어상태에 따라 퍼지 추론에 의해 결정된다.

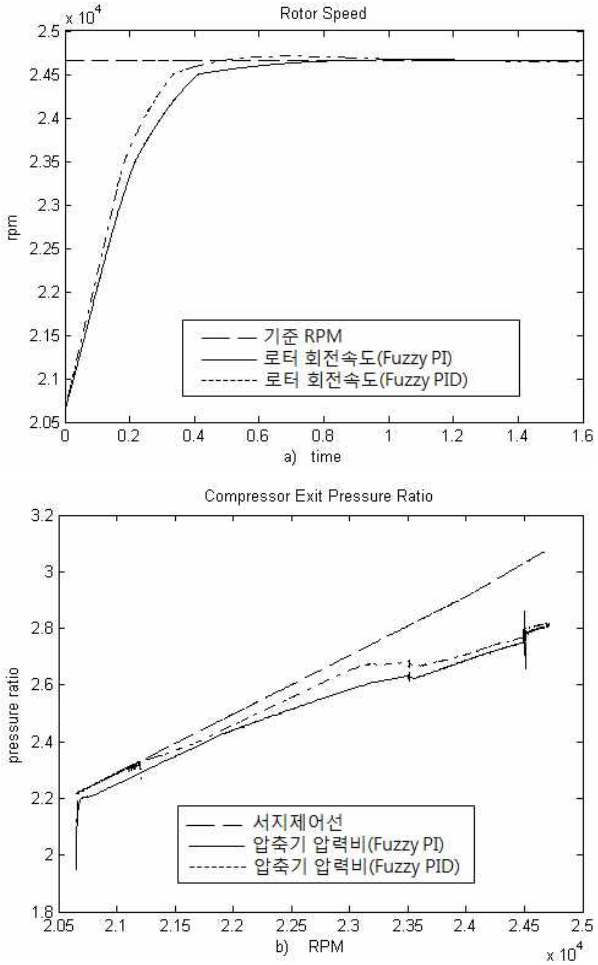


그림 5. 시뮬레이션 결과
a) 압축기 회전속도 변화, b) 압축기 출구 압력비 변화
Fig. 5. Simulation results.
a) Compressor rotation speed, b) Compressor outlet pressure ratio

그림 5는 본 논문에서 제안한 퍼지 PI+D제어기와 기존에 퍼지 PI 제어기와의 비교 시뮬레이션 결과를 보여준다. 종속보상을 사용하여 피드백 제어 시스템의 과도 응답을 개선하고, 기존의 퍼지 PI 제어기와 비교하여 기준속도에 대한 빠른 응답 특성 및 정상상태 오차가 줄어들고, 서지제어선에 근접하여 엔진 추력 효율이 높게 나온 결과를 보인다.

Ⅳ. 결 론

본 논문에서는 퍼지 PI+D 제어기법이 적용된 항공기용 터보제트 엔진 제어기를 설계하였다. 엔진의 속도값을 기준입력으로 하고 PI제어와 D제어 각각에 대해 퍼지규칙을 적용하였다. 기존의 퍼지 PI제어기와 비교 시뮬레이션을 통해 안전하고 빠른 응답특성을 갖으며 정상상태에서 요구되는 성능을 유지할 수 있음을 확인하였고, 성능의 우수성을 입증하였다.

감사의 글

이 논문은 2010년도 한서대학교 교비학술연구 지원사업에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

[1] 부준홍, 방문수, 이강웅, 유상신, 공창덕, “DYNGEN을 이용한 터어보제트 엔진 선형모델의 특성”, *한국항공우주학회지*, 제21권, 제1호, pp 81-90, 1993.

[2] Sellers, J.F. and daniele, C. J., "DYGEN A program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines", *NASA TN D-7901*, April 1975.

[3] Geyser, L.C., "DYABCD A program for calculating linear A,B,C,D matrices from a nonlinear dynamic engine simulation", *NASA TP-1295,* 1978.

[4] M.Montazeri-Gh, H. Yousefpour, and S. Jafari, "Fuzzy logic computing for design of gas turbine engine fuel control system", *2nd International Conference. Computer and Automation Engineering,*

vol. 5, pp 723-727, 2010.

[5] Ma jing, "Adaptive control of the aircraft turbojet engine based on the neural network", *International Conference. Computational Intelligence and Security*, vol. 1, pp 937-940, 2006.

[6] Wu Chi-Hua, Fan Ding, Yu Jin-Ven, "Stand test research of fuzzy control theory for speed digital control system in a turbojet engine", *International Conference. Power Electronics and Motion Control,* vol. 3, pp 1207-1211. 1992.

[7] 지민석, 모은종, 이강웅, “무인 항공기용 터보 제트 엔진의 PI-구조 퍼지 추론 제어기 설계”, *한국항행학회 논문지*, 제9권 제1호, 2005.

[8] Li-Xin Wang, "A course in fuzzy systems and control", *Prentice Hall*, 1997.

[9] Z. Zhao, M. Tomizuka, and S. Isaka, "Fuzzy gain scheduling of PID controller", *IEEE Trans. on Syst. Man, and Cybernetics,* vol. 23, no. 5, pp 1392-1398, 1993.

[10] D. Misir, H. A. Malki, and G. Chen, "Design and analysis of a fuzzy proportional integaral derivative controller", *Fuzzy Sets and Systems,* vol 79, pp297-314, 1996.

[11] Li-Ling Wang, Hong-Rui Wang, "Fuzzy PI+D tuning for permanent magnet linear synchronous motor", *International Conference. Machine Learning and Cybernetics*, vol. 2, pp 663-667, 2009.

정 병 인 (鄭炳仁)

2010년 2월 : 한서대학교 항공전자공학과(공학사)
2011년 3월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 석사과정
관심분야 : 항공기 시스템, 무인항공기

지 민 석 (地旻錫)

1995년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)
1997년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학석사)
2006년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학박사)
2007년 ~ 2008년 : 한국과학기술연구원 지능로봇연구센터 Post Doc.
현재 : 한서대학교 항공전자공학과(조교수)
관심분야 : 강인제어, 로봇 비젼, 무인항공기