

# 고이득 관측기를 이용한 터보제트 엔진의 PID 퍼지 추론 가속도 제어기 설계

## Design of PID Type Fuzzy Logic Acceleration Controller for Turbojet Engine Using High-gain Observer

지민석\*, 김대기\*, 홍교영\*, 안동만\*, 홍승범\*<sup>0</sup>

Min-Seok Jie\*, Dae-Gi Kim\*, Gyo-Young Hong\*, Dong-Man Ahn\* and Seung-Beom Hong\*<sup>0</sup>

### 요 약

본 논문에서는 무인항공기 터보제트 엔진의 가속도를 제어하는 제어기를 제안한다. 압축기 회전 속도를 추정하기 위해 고이득 관측기를 사용하고 퍼지 추론 기법과 PID 제어 알고리즘을 적용하는 터보제트 엔진 제어기를 설계한다. 터보제트 엔진의 가·감속 시 서지현상과 flame-out 현상을 방지하기 위해 연료 유량 제어 입력을 퍼지 PID 제어기로 생성한다. 기준 가속도를 설정하고 연료유량 제어를 퍼지추론에 의해 정하도록 한다. 제안된 제어기의 성능을 확인하기 위해 MATLAB을 사용한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다.

### Abstract

In this paper, we propose controller to control the acceleration of unmanned aircraft turbojet engine. The high-gain observer to estimate the rotational speed of compressor is used, and the turbojet engine controller applying fuzzy heuristic techniques and PID control algorithm are designed. fuzzy PID controller produces the flow control input to prevent the surge and flame-out phenomena at the acceleration and deceleration of the turbojet engine. The standard acceleration is set and the fuel flow control is defined by the fuzzy heuristic. Computer simulations are performed using MATLAB in order to verify the performance of the proposed controller.

Key words : Turbojet engine, High-gain observer, Fuzzy PID controller, Surge control

### I. 서 론

무인항공기용 터보제트 엔진은 시스템들이 디지털 전자식으로 구현되어야 하며, 연료유량 및 배기노즐 면적을 가변시켜 원하는 추력을 얻는 경우에는 다변수 제어 기법의 적용이 요구된다[1].

그러나 무인항공기에 적용되는 터보제트 엔진은 시스템의 단순화를 위해 배기노즐 면적이 고정되어 있고 연료유량만을 제어하여 원하는 엔진 성능을 얻는 단일 입출력 시스템[2]이다.

기존 로터의 회전속도를 얻기 위한 방법으로는 속도센서를 사용하여 연속적인 속도를 검출하였으나

\* 한서대학교 항공전자공학과(School of Avionics, HanSeo University)

· 제1저자(First Author) : 지민석(Min-Seok Jie)

0 교신저자(Corresponding Author) : 홍승범(Hong-Seung Beom, tel: +82-41-6716231, email : sbhong@hanseo.ac.kr)

· 접수일자 : 2013년 2월 2일 · 심사(수정)일자 : 2013년 2월 8일 (수정일자 : 2013년 2월 20일) · 게재일자 : 2013년 2월 28일

<http://dx.doi.org/10.12673/jkoni.2013.17.01.107>

회전속도에 따라 정밀한 속도 정보 측정에는 한계를 가진다. 고이득 관측기는 Lyapunov 방정식을 이용하여 결정된 이득을 가지는 관측기[3]와 입·출력 피드백 선형화 가능한 시스템에 대하여 출력의 미분기로서 볼 수 있는 관측기[4]가 있다. 고이득 관측기의 경우 별도의 복잡한 하드웨어가 필요 없으며 주변 환경에 대한 제약이 없다. 따라서 무인항공기의 로터 회전속도를 측정하기 위해 속도센서를 이용하여 속도를 검출하지 않고 고이득 관측기를 설계하여 로터의 회전속도를 추정하는 방식을 사용한다.

터보제트 엔진 제어기는 엔진의 가·감속 시 서지현상 및 flame-out현상에 대한 안정범위 내에서 고성능의 추력 동적반응특성을 갖도록 연료량 입력을 신속하게 적용하여 효과적으로 제어하는 것이 중요하다.

실용적인 제트엔진의 제어는 고전적인 PID 제어 이론을 이용하여 일부 측정 가능 상태변수 변환 방식을 들 수 있는데, 제트엔진 시스템의 모델특성이 규명되면서[5][6] 기준점 추적제어의 PI 제어방식이 일반화되었다[7]. 최근에는 퍼지 논리를 적용하여 터보제트 엔진의 연료 흐름을 계산하기 위한 ECU의 알고리즘[8] 및 신경망을 이용하여 연료 흐름 제어기를 설계[9]하는 등 연료흐름을 제어하여 터보제트 엔진의 효율성을 높이는 정밀한 제어기를 설계하기 위한 연구가 진행되고 있다[10].

본 연구에서는 연료유량을 입력으로 하는 단일 입출력 시스템 터보제트엔진에 대해 로터 회전속도를 고이득 관측기를 사용하여 추정하고 PID 퍼지추론 제어 기법을 사용하여 터보제트 엔진의 가속도를 제어하고 가·감속 시 발생할 수 있는 서지현상 및 flame-out현상은 설계한 제어기를 통해 연료유량을 제어함으로써 방지하고자 한다. 서지현상을 방지하기 위해 기준 가속도를 설정하고 기준 가속도와 현재 압축기의 회전속도오차를 측정하여 압축기 회전속도의 정상상태 오차 특성을 개선한다. 제안된 기법을 MATLAB을 이용한 시뮬레이션을 통해 PI 제어 모의 실험 자료와 비교분석을 하여 설계된 제어기의 성능을 입증하고자 한다.

## II. 엔진 제어 시스템 설계

### 2-1 서지 제어

설계하고자 하는 터보제트 엔진 제어기의 요구 추력을 얻기 위한 엔진 가속제어는 연료유량을 제어함으로써 얻어진다. 엔진 가·감속 시 급격한 공기유량 증가에 따라 압축기 압력이 감소하는 서지현상 및 flame-out 현상이 발생함에 따라 엔진이 손상될 수 있다. 따라서 엔진 가·감속 시 서지현상 및 flame-out 현상이 발생되지 않기 위해 그림 1과 같은 서지 동작점에 유의하여 제어기를 설계해야 한다.

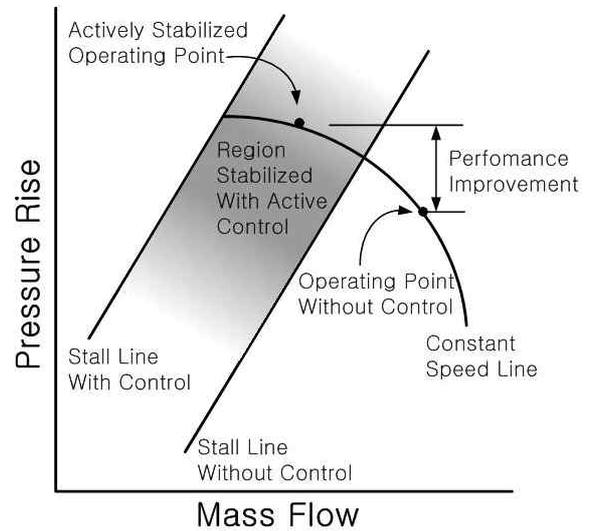


그림 1. 서지 동작점

Fig. 1. Surge operation point.

소형 터보제트 엔진 압축기의 서지 동작점은 서지 제어선에 아주 가깝게 근접함을 알 수 있다. 엔진의 성능을 극대화하기 위해서는 엔진의 작동선이 서지 한계선에 근접하도록 제어해야 하므로 최소 서지여유를 유지하면서 엔진이 가속되도록 한다.

### 2-2 퍼지 제어기

터보제트 엔진을 가속시키는 경우 급격한 공기유량 증가에 따라 압축기 압력이 감소하여 공기가 역류하는 서지현상이 발생하게 되어 엔진이 손상될 수 있다. 따라서 엔진 가속 시 서지현상이 발생하는 것을 사전에 막아야 한다. 본 연구에서 제안된 엔진제어

시스템의 구조는 그림 2와 같고, 서지를 고려한 기준 가속도를 설정하고 엔진 가속이 기준 명령을 추종하도록 하는 퍼지추론 연료유량 제어시스템을 구성한다.

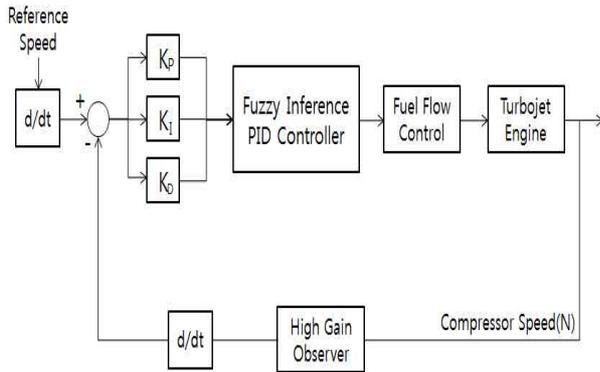


그림 2. 엔진 제어시스템의 구조  
Fig. 2. Structure of the engine control system.

터보 제트 엔진 제어기를 설계하기 위하여 기준 가속도에 대한 압축기 회전 가속도 오차를 식(1)과 같이 정의하였다.

$$e_N = \dot{N}_d - \dot{N} \quad (1)$$

여기서,  $e_N$ 은 기준 가속도에 대한 압축기 회전 가속도 오차이고  $\dot{N}_d$ 는 기준 가속도, 그리고  $\dot{N}$ 은 측정되는 압축기 회전가속도이다.

퍼지추론 연료 유량 제어 입력은 식(2)와 같이 PID 제어 구조로 한다.

$$u_p(t) = K_p(e_N, e_p)e_N + K_I(e_N, e_p) \int_0^t e_N(\tau) d\tau + K_D(e_N, e_p) \frac{de_N}{dt} \quad (2)$$

$e_p$ 는 서지 제어선에서의 압력비에 대한 압축기 출구 압력비 오차이다. 제어 이득  $K_p, K_I, K_D$ 는  $e_N$ 과  $e_p$ 를 이용한 퍼지추론에 의해 정한다. 퍼지 입력 변수는  $e_N$ 과  $e_p$ 로 정하고 출력 변수를 PID 제어기 이득의 가중치인  $Q$ 값을 정한다. 표 1과 같이 퍼지 입력 변수  $e_N$ 과  $e_p$ 의 언어 값은 각각 7단계로 NB,

NM, NS, ZE, PS, PM, PB로 정하고 출력변수  $Q$ 값은 VS, S, M, B, VB로 정한다.

소속 함수는 그림 3과 같이 입력변수  $e_N$ 과  $e_p$ 는 각각 -8000~8000범위와 -1~1범위로 7단계로 나누어 세분화하였고, 출력 변수는 0~1.0범위로 5단계로 세분화하였다.

표 1. 퍼지규칙  
Table 1. Fuzzy Rules.

$e_p \backslash e_N$	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	VB						
NM	VB	VB	B	M	B	VB	VB
NS	VB	B	M	S	M	B	VB
ZE	B	M	S	VS	S	M	B
PS	VB	B	M	S	M	B	VB
PM	VB	VB	B	M	B	VB	VB
PB	VB						

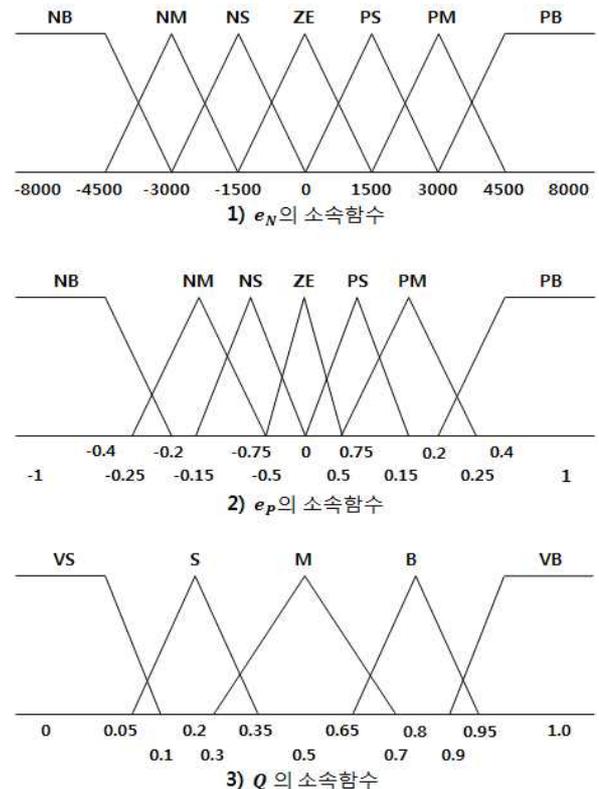


그림 3. 입·출력 변수들의 소속 함수  
Fig. 3. Membership function of input and output variables.

퍼지 입력변수의 언어 값을  $e_N = x_1^0$ ,  $e_p = x_2^0$  이라하고 퍼지화 값이 각각  $A_1'$ ,  $A_2'$ 라 하면 식(3)과 같다.

$$A_1' = \begin{cases} 1, & \text{if } e_N = x_1^0 \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad A_2' = \begin{cases} 1, & \text{if } e_p = x_2^0 \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (3)$$

입력이  $(A_1', A_2')$ 일 때  $i$ -번째 제어규칙에 의한 추론 값  $C_i'$ 은 식(4)와 같다.

$$C_i' = (A_1', A_2') \circ ((A_{i1}, A_{i2}) \rightarrow C_i) \quad (4)$$

전체의 제어규칙에 의한 추론결과인  $C'$ 은 식(5)와 같다.

$$C' = \int_U (w_i \wedge \mu_{C_i}(u)) / u = \cup_{i=1}^N C_i' \quad (5)$$

식(5)에서  $w_i$ 는 식(6)과 같이 계산된다.

$$w_i = \mu_{A_{i1}}(x_1^0) \wedge \mu_{A_{i2}}(x_2^0), \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (6)$$

Mamdani 퍼지 추론 과정을 적용하여 얻어진 결과  $C'$ 은 퍼지값이므로 제어대상의 입력으로 사용할 수 없다. 따라서 무게중심법(Center Of Gravity method)으로 비퍼지화(Defuzzification)하여야 하며 식(7)과 같이 계산한다[11].

$$Q = \text{defuzzifier}(C') = \frac{\sum_{i=1}^N \mu_{C'}(\mu_i) u_i}{\sum_{i=1}^N \mu_{C'}(\mu_i)} \quad (7)$$

추론 결과인 가중치  $Q$ 를 이용하여 퍼지 PID 제어 이득을 식(8)과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} K_P &= Q * k_1, & K_I &= Q * k_2 \\ K_D &= Q * k_3 \end{aligned} \quad (8)$$

여기서,  $k_1, k_2, k_3$ 은 상수이다.

### 2-3 고이득 관측기 설계

고이득 관측기는 시스템의 동특성 및 내부 파라미터에 대한 정보를 필요로 하지 않는다. 그러나 관측기의 이득이 관측상태의 개수에 비례해서 제곱 꼴로 커지게 되므로 관측 초기의 과도상태 및 관측하려는 상태의 급격한 변화에 대하여 관측 오차가 진동하는 원인이 될 수 있기 때문에 관측기 이득( $\epsilon$ )을 적절하게 설정해야 된다. 고이득 관측기의 알고리즘은 식(9)와 같다.

$$\hat{x}_i = \hat{x}_{i+1} + k_i(y - \hat{y}) / \epsilon^i \quad (9)$$

압축기 회전속도는 관측기로부터 추정된 값을 사용하도록 하며 본 논문에서 제안한 압축기 회전속도를 추정하기 위한 고이득 관측기 설계는 식(10)과 같다[12].

$$\begin{aligned} \hat{x}_1 &= \hat{x}_2 + \frac{1}{\epsilon}(x_1 - \hat{x}_1) \\ \hat{x}_2 &= \frac{1}{\epsilon^2}(x_1 - \hat{x}_1) + \Gamma u \end{aligned} \quad (10)$$

여기서  $\Gamma$ 는 관측기 이득으로 충분히 크게 선정한다. 설계 파라미터  $\epsilon$ 을 가능한 작게 할수록 추정속도가 빠르게 실제 값에 가깝게 된다. 그러나 시스템 출력의 시간에 따른 변화율이 커짐에 따라 관측 오차가 커지는 단점이 있다. 관측오차의 수렴성은 이득 값의 크기에 반비례하지만, 과도 상태에서의 오차크기는 이득 값의 크기에 비례하므로 적당한 크기의 이득 값을 선정하는 것이 고이득 관측기의 성능 향상의 관건이라 할 수 있다.

### III. 모의실험

제안된 제어기에 대한 성능은 MATLAB을 이용한 모의실험을 통해 확인하였다. 엔진은 식 (11)과 같은 상태방정식으로 나타낸 선형 모델을 사용하였다.

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u_p(t) \quad (11)$$

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

그림 4는 퍼지 PID 제어기와 고전적인 PID 제어기의 성능을 비교한 모의실험 결과이다. 엔진이 24000rpm으로 회전하고 있는 상태에서 1.5초 동안 1650rps의 가속도로 엔진 회전 속도를 26500rpm까지 가속시키고 1.5초에서 5초 동안 속도를 유지하다가 5초에서 6.5초까지 1650rps로 감속시킨 후 8초까지 속도를 유지하는 과정으로 수행되었다. 퍼지 PID 제

어의 경우 기준 RPM에 대한 응답 특성이 PID 제어기보다 150~250rpm정도 우수하고 2초 이내의 신속한 제어 응답성능을 보여주고 있으며, PID 제어기는 서지 제어선을 초과하였으나 퍼지 PID 제어기의 경우 서지 제어선을 넘지 않고 안정적인 성능을 유지하는 것을 보여주고 있다.

PID 제어기의 제어이득  $K_P$ 와  $K_I$ ,  $K_D$ 는 각각  $K_P = 0.0000025 \times Q$ ,  $K_I = 0.0000205 \times Q$ ,  $K_D = 0.0000026 \times Q$ 이고 가중치  $Q$ 는 퍼지추론에 의해 결정된다.

그림 5는 퍼지 추론 기법을 적용한 상태에서 PID 제어기를 적용한 경우와 PI제어기를 적용한 경우에 대한 비교 실험 결과이다. 엔진이 24000rpm으로 회전하고 있는 상태에서 1.5초 동안 1650rps의 가속도로 엔진 회전 속도를 26500rpm까지 가속시키고 그

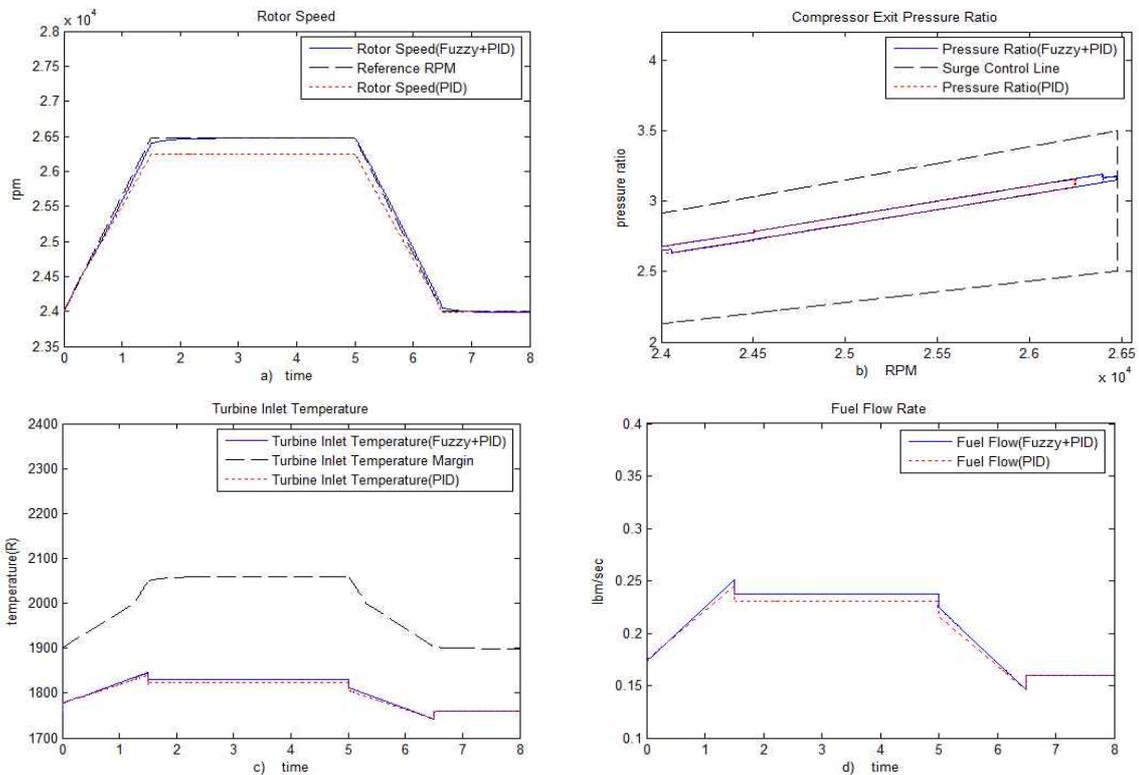


그림 4. 시뮬레이션 결과(퍼지 PID 제어기와 PID 제어기). a) 압축기 기준속도(대시), 퍼지 PID 속도(실선), PID 속도(점선), b) 서지제어선(대시), 퍼지 PID 압축기 출구 압력비(실선), PID 압축기 출구 압력비(점선), c) 터빈 입구 온도 한계(대시), 퍼지 PID 터빈 입구 온도(실선), PID 터빈 입구 온도(점선), d) 퍼지 PID 연료 유량(실선), PID 연료 유량(대시)

Fig. 4. Simulation results(Fuzzy PID and PID). a) Reference RPM(dash line), Fuzzy PID rotor speed(full line), PID rotor speed(dotted line), b) Surge control line(dash line), Fuzzy PID Compressor outlet pressure ratio(full line), PID Compressor outlet pressure ratio(dotted line), c) Turbine inlet temperature margin(dash line), Fuzzy PID turbine inlet temperature(full line), PID turbine inlet temperature(dotted line), d) Fuzzy PID fuel flow rate(full line), PID fuel flow rate(dotted line)

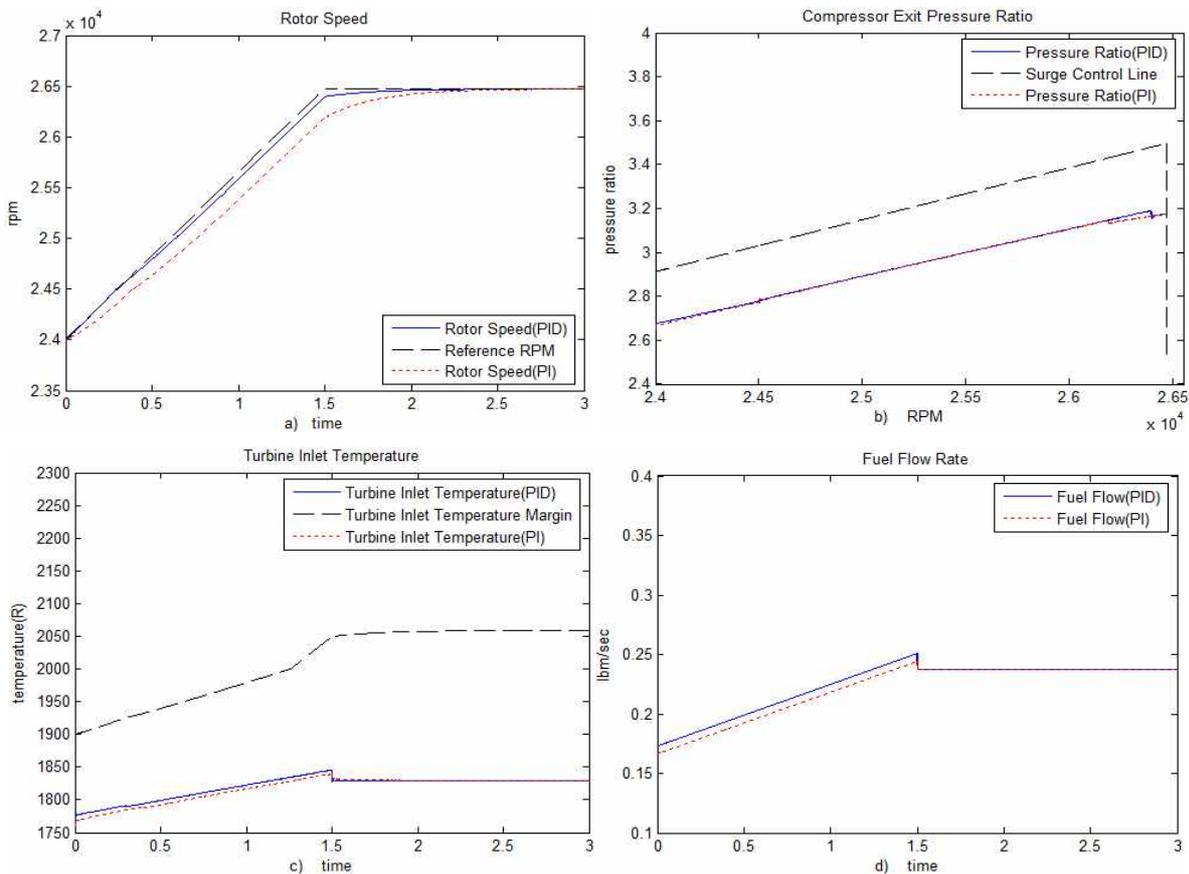


그림 5. 시뮬레이션 결과(퍼지 PID와 퍼지 PI) a) 압축기 기준속도(대시), 퍼지 PID 속도(실선), 퍼지 PI 속도(점선), b) 서지제어선(대시), 퍼지 PID 압축기 출구 압력비(실선), 퍼지 PI 압축기 출구 압력비(점선), c) 터빈 입구 온도 한계(대시), 퍼지 PID 터빈 입구 온도(실선), 퍼지 PI 터빈 입구 온도(점선), d) 퍼지 PID 연료 유량(실선), 퍼지 PI 연료 유량(대시),

Fig. 5. Simulation results(Fuzzy PID and Fuzzy PI). a) Reference RPM(dash line), Fuzzy PID rotor speed(full line), Fuzzy PI rotor speed(dotted line), b) Surge control line(dash line), Fuzzy PID Compressor outlet pressure ratio(full line), Fuzzy PI Compressor outlet pressure ratio(dotted line), c) Turbine inlet temperature margin(dash line), Fuzzy PID turbine inlet temperature(full line), Fuzzy PI turbine inlet temperature(dotted line), d) Fuzzy PID fuel flow rate(full line), Fuzzy PI fuel flow rate(dotted line)

후 속도를 유지하는 속도 프로파일을 사용하였다.

서지 제어의 경우 퍼지 PID 제어기와 퍼지 PI 제어기 모두 우수한 성능을 보여주고 있으나 퍼지 PID 제어기를 적용하였을 때 2초 이내의 신속한 응답성능을 보여주고 있으며, 과도응답 특성은 퍼지 PI 제어기보다 100~200rpm정도 개선됨을 알 수 있다.

를 기준입력으로 하고 고전적인 PID 제어기 및 퍼지 PI 제어기와의 비교 시뮬레이션을 통해 제안된 제어기의 성능을 입증하였다. 가속도를 기준 입력으로 하기 때문에 과도응답 특성 및 응답시간이 효율적임을 확인할 수 있다.

### 감사의 글

본 논문은 LIG넥스원(주) 대학 협력 연구 지원 사업(Y11-014) ‘실용형 민수무인항공기 운용체계 및 정보전송시스템 연구’ 으로 수행된 연구임. 이에 감사드립니다.

### IV. 결 론

본 논문에서는 관측기를 이용하여 퍼지 PID 제어기법이 적용된 소형 무인항공기용 터보제트 엔진 가속도 제어기를 설계하였다. 엔진의 가·감속 가속도

Reference

[1] B. Lehtinen, "Application of advanced control techniques to aircraft propulsion systems," *First Annual NASA Aircraft Controls Workshop*, Hampton, Virginia, Oct. 1983

[2] R. A. Harrison and M. S. Yates, "Gas Turbine fuel control systems for unmanned applications," *J. of Engineering for gas turbines and power*.

[3] J.P. Gauthier, H. Hammouri, and S. Othman, "A simple observer for nonlinear systems: Application to Bioreactors", *IEEE Trans. on Automat. Contr.*, vol.37, no. 6, pp.875-880, 1992.

[4] H.K. Khalil and F. Esfandiari, "Semiglobal stabilization of a class of nonlinear systems using output feed back", *IEEE Trans. Automat. Contr.*, vol. 38, no. 9, pp.1412-1415, 1993.

[5] 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.

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

[7] Montazeri-Gh, M., Nasiri M., "Actuator-based hardware-in-the-loop testing of a jet engine fuel control unit in flight conditions", *Simulation Modelling Practice and Theory*, Vol. 21. Issue 1, pp. 65-77, 2012.

[8] 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.

[9] 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.

[10] 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.

[11] Seok Che , Young-Seok Oh, "Fuzzy theory and control", *Cheongmungak*, pp.269-271, 1995.

[12] Byeong-In Jung, "Fuzzy Inference Controller Design of a Turbojet Engine Using High-gain Observer", *Hanseo University*, pp.22-23, 2012.2.

지민석 (Min-Seok Jie)



2006년 8월 : 한국항공대학교 항공 전자공학과(공학박사)  
 2007년 ~ 2008년 : 한국과학기술 연구원 지능로봇연구센터 Post Doc.  
 2008년 3월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 조교수  
 관심분야 : 강인제어, 로봇 비전,

무인항공기

김대기 (Dae-Gi Kim )



2012년 2월 : 한서대학교 항공 전자공과(공학사)  
 2012년 3월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 석사과정  
 관심분야 : 무인항공기, 항공기 시스템

홍교영 (Gyo-Young Hong)



1993년 3월 ~ 2001년 : 대한항공 한국항공기술연구소 선임연구원  
 2001년 9월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 교수  
 관심분야 : 비행시험, 항공통신, 항공기 시스템

안동만 (Dong-Man Ahn)



2005년 ~ 2008년 5월 : 국방과학 연구소 소장  
 2008년 5월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 교수  
 관심분야 : 항공기 체계개발, 항공기

계측, 무인기 개발

홍 승 범 (Seung-Beom Hong)



1997년 2월 : 한국항공대학교 항공  
통신정보공학과(공학박사)  
2004년 2월 ~ 현재 : 한서대학교  
항공전자공학과 부교수  
관심분야 : 내용기반 영상검색,  
멀티미디어