

무인 항공기 터보 제트 엔진의 서지와 회전 속도 제어

Surge and Rotating Speed Control for Unmanned Aircraft Turbo-jet Engine

지민석*, 홍교영**, 이강웅***

Min-Seok Jie*, Gyo-Young Hong**, and Kang-Woong Lee***

요 약

본 논문에서는 연료 유량만을 제어 입력으로 하는 터보제트 엔진 제어를 제안한다. 퍼지 기반 제어기는 무인 항공기의 가감속시 서지와 flame-out 현상이 발생되지 않도록 효율적으로 제어 입력을 생성하며, 항공기 기동시 빠른 가감속 특성을 보이며, 동작점이 서지라인과 flame-out라인 사이에 존재하도록 설계되었다. 엔진 회전 속도와 서지 여유가 퍼지 입력 변수가 되고, 신속하고 안전하게 항공기가 원하는 회전속도로 수렴할 수 있도록 제어를 설계한다. 제안된 제어기의 성능확인을 위해 MATLAB을 사용한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였으며, DYGABCD 프로그램을 사용하여 생성된 선형 엔진 모델에 적용하여 성능을 입증하였다.

Abstract

In this paper, a fuzzy inference control system is proposed for a turbojet engine with fuel flow control input only. The proposed control system provides a practical fuel flow control method to prevent surge or flame out during engine acceleration or deceleration. A fuzzy logic is designed to obtain the fast acceleration and deceleration of the engine under the condition that the operating point should stay between the surge line and flame out control line. With using both engine rotating speed error and surge margin as fuzzy input variables, the desired engine rotating speed can be achieved to rapidly follow the engine control line without engine stall. Computer simulation using the MATLAB is realized to prove the proposed control performance to the turbojet engine which is linear modeled using DYGABCD program package.

Key words : unmanned aircraft, turbojet engine, surge control, fuzzy control

I. 서 론

항공기 엔진을 제어하기 위한 디지털 전자식 제어 시스템의 제작은 지난 10여 년 동안 여러 회사에 의

해 이루어져 왔다. 디지털 전자식 엔진 제어시스템의 장점은 기존의 유압식 제어방식에 비해 신뢰성이 높고, 광범위한 요구조건에 대해 쉽게 조치할 수 있으며 조종사의 작업부담을 줄이는 것이다. 따라서 최근 대형 및 소형 항공기의 엔진 제어시스템을 디지털

* 한국과학기술연구원 지능로봇연구센터 (Intelligent Robotics Research Center, Korea Institute of Science and Technology)

** 한서대학교 항공전자시뮬레이션학과 (Dept. of Avionics and Computer Simulation, Hanseo University)

*** 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 (School of Electronics, Telecommunication and Computer Eng., HanKuk Aviation University)

· 제1저자 (First Author) : 지민석

· 접수일자 : 2006년 11월 9일

전자식으로 전환하고 있으며 컴퓨터 및 응용 기술의 발달로 엔진 제어시스템은 추력 제어뿐만 아니라 감시 및 고장진단 기능까지 포함하는 제어시스템의 개발로 이어지고 있다.

엔진 제어시스템의 설계 목표는 안전성과 신뢰성을 보증하고, 엔진시동, 공회전과 추력제어의 기능을 수행하도록 해야 하며, 엔진 가속 및 감속의 과도 응답 성능을 최적으로 하고 서지 방지 및 과온도 상승 방지 등의 엔진 작동 보호기능을 가지며 연료 유량 소모를 최적으로 하고 고장 감시 및 진단 기능까지 포함하도록 설계하는 것이다. 안전성은 제어시스템이 공인된 기관에 의해 규정된 지침을 만족시켜야 하며 각종 전기장치, 전자장치와 유압장치 등 각종 어셈블리나 부품들에 대한 허용 고장을 등이 신뢰할 수 있어야 한다. 또한 엔진 시스템에 외란이 유입되거나 시스템 파라미터가 변동하여도 제어 목표에 도달할 수 있도록 설계되어야 한다.

항공기 엔진의 수명을 연장시키고, 연료 소모를 최적화 할 수 있는 엔진 제어에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 항공기용 터보제트 엔진 제어에 대해 지금까지 발표된 연구는 연료유량 및 배기노즐 면적 제어를 통한 엔진 추력제어와 엔진 가속과정에서 발생하는 서지현상을 방지하기 위한 서지제어로 대별할 수 있다. 엔진 추력은 직접 측정하는 것이 어려우므로 추력과 비례관계에 있는 압축기 회전속도가 원하는 속도로 회전하도록 연료유량과 배기노즐 면적을 제어함으로써 추력제어를 대신한다. 엔진의 동특성 방정식이 비선형이므로 엔진의 작동점에서 선형화한 선형 모델을 사용하여 다변수 제어시스템을 구성하였다.

엔진 제어시스템은 엔진을 작동점에서 선형화한 선형 모델을 사용하여 다변수 제어 기법을 적용한 LQG/LTR(Linear Quadratic Gaussian/Loop Transfer Recovery)기법[1], H-infinite[2],[3] 기법 등이 제시되었다. 이 방법은 외란 및 파라미터 변동에도 강인한 특성을 가지는 장점이 있으나 비선형 특성이 강한 엔진을 각 동작점에서 선형화한 엔진 모델이 많은 불확실성을 포함하기 때문에 제어 성능이 약화될 수 있다. 이 외에도 퍼지 제어기법[4]을 적용한 엔진 제어 시스템 설계, 지능 제어기법[5], 적응 제어 기법[6]을

적용한 엔진 제어시스템 설계 기법 등에 관한 연구들이 수행되었다.

그러나 소형 제트엔진을 사용하는 무인항공기의 경우에는 배기노즐 면적을 고정하고 있으며, 엔진의 추력 즉, 로터의 회전 속도를 제어하기 위해서는 연료 유량의 흐름만을 제어하여 원하는 엔진 성능을 얻는 단일 입출력 시스템[7]을 적용한 엔진 제어 시스템을 설계하여야 한다.

엔진에서의 서지 현상은 공기 유량이 급격히 증가하여 압력이 낮아짐으로써 압축기가 진동하여 엔진이 손상되는 현상으로 엔진을 급가속 시킬 때 주로 발생하게 된다. 압축기 회전속도가 증가하면 압력비도 증가하게 되나 공기 유량이 함께 증가하지 않으면 압력비는 오히려 감소하여 서지 현상이 발생되므로 엔진 작동점이 이 서지 한계선을 넘지 않도록 엔진을 가속시켜야 한다. 그러나 엔진 추력 효율을 높이기 위해서는 엔진 작동선이 서지 한계선에 근접하도록 하여야 한다. 따라서 엔진 가속제어의 경우 적절한 서지 여유를 유지하면서 급가속 되도록 엔진제어가 이루어져야 한다.

본 연구는 소형 제트 엔진의 속도와 서지 제어에 관한 제어를 설계하고자 한다. 급격한 기동으로 인한 서지 현상을 억제하기 위해 기준 입력을 가속도로 설정한다. 연료 유량만이 입력이 되는 단일 입출력 시스템이며 퍼지 추론에 의해 입력을 설계한다. 제안된 기법을 선형 모델 엔진에 적용하고 MATLAB을 이용한 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 제어 성능을 보이고자 한다.

II. 엔진 제어 시스템

2-1 터보 제트 엔진

제어시스템의 설계 대상인 제트 엔진은 압축기(Compressor), 연소기(Combustor)와 터빈(Turbine)과 배기 노즐로 구성되어 있으며 압축기에서 압축된 공기는 압축기를 지나면서 연료와 혼합된다. 연료와 혼합된 혼합공기는 연소기내에서 연소되고 연소된 가스는 터빈을 지나면서 에너지를 반환하고 배기 노즐을 통하여 대기로 배출된다. 엔진 가속은 연료유량

과 배기 노즐 면적을 조절하여 이루어진다.

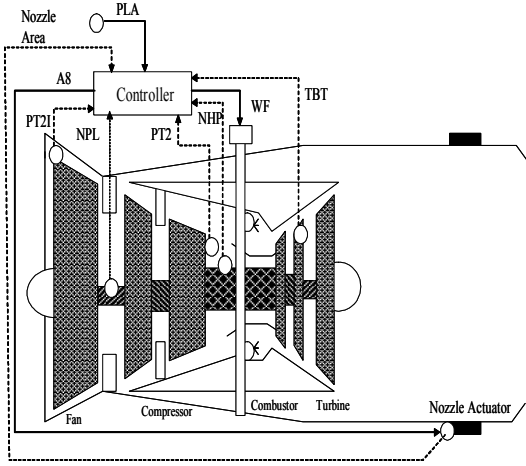


그림 1. 터보제트 엔진 구조
Fig. 1. Structure of a turbojet engine.

터보제트엔진의 구성은 그림 1과 같으며 제어시스템에서 요구되는 측정 상태변수들은 대기압(PT21), 압축기 회전속도(NLP, NHP), 압축기 출구 압력(PT2), 터빈 입구 온도(TIT)와 배기노즐 면적(Nozzle Area) 등이며 제어기로부터 출력되는 제어 명령은 연료유량(WF)과 배기노즐 면적(A8)이다.

2-2 퍼지 제어기

터보 제트 엔진을 급가속 시키는 경우 공기유량 증가에 따라 압축기 압력이 감소하여 공기가 역류하는 서지현상이 발생하게 되어 엔진이 손상될 수 있다. 따라서 엔진 가속시 서지현상이 발생하는 것을 사전에 막아야 하는데, 효율적인 서지 제어를 위해서는 서지 한계선에 인접하는 작동선을 따르도록 엔진을 가속시켜야 한다. 그림 2와 같이 서지 여유를 가지는 서지 제어선을 설정하고 엔진 작동선이 서지 제어선에 인접하도록 가속 제어한다. 이 경우 기준 명령을 압축기 회전속도로 하면 초기에 급격한 가속이 이루어져 엔진이 서지한계를 넘을 수 있으며 서지제어에 의하여 연료유량이 제한되면 엔진 가속이 느려지게 될 수 있다.

본 연구에서는 서지 제어선을 서지 한계선의 약 90%가 되도록 정하며 가속도를 기준 명령으로 하고 압축기 회전 가속도가 기준 명령을 추종하도록 하는 연료유량 제어를 퍼지추론에 의해 정하도록 한다.

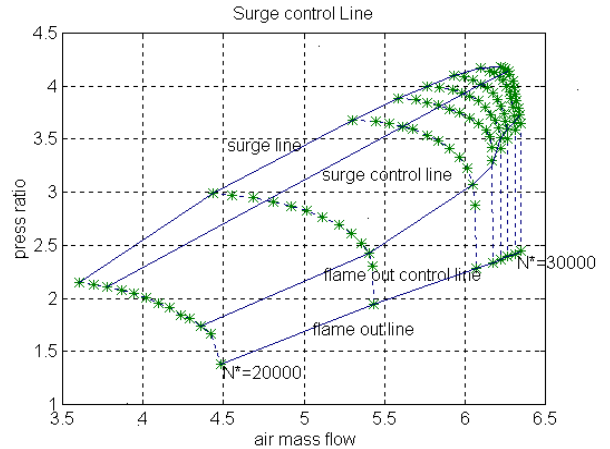


그림 2. 서지제어선 및 flame-out 제어선
Fig. 2. Surge control line and flame-out control line.

그림 2의 서지 제어선을 압축기의 회전 속도에 따라 근사화하면 그림 3과 같으며, 식 (1)과 같이 수치적으로 표현 할 수 있다.

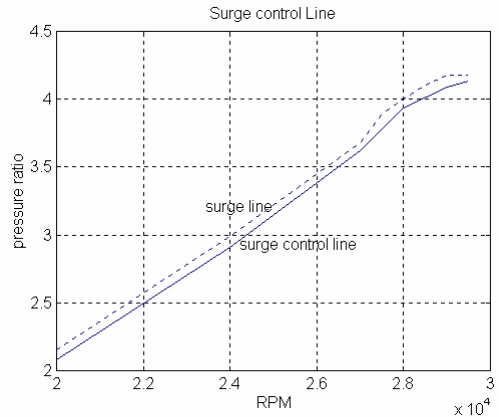


그림 3. 근사화된 서지 제어선
Fig. 3. Approximation of surge control line.

$$P_{sgcon} = \begin{cases} \frac{(2.912 - 2.082)(N - 20000)}{4000} + 2.082, & N < 24000 \\ \frac{(3.622 - 2.912)(N - 24000)}{3000} + 2.912, & 24000 \leq N < 27000 \\ \frac{(3.938 - 3.622)(N - 27000)}{1000} + 3.622, & 27000 \leq N < 28000 \\ \frac{(4.088 - 3.938)(N - 28000)}{1000} + 3.938, & 28000 \leq N < 29000 \\ \frac{(4.135 - 4.088)(N - 29000)}{1000} + 4.088, & 29000 \leq N \end{cases} \quad (1)$$

여기서 P_{sgcon} 은 서지 제어 한계값이고, N은 압축기 회전 속도이다.

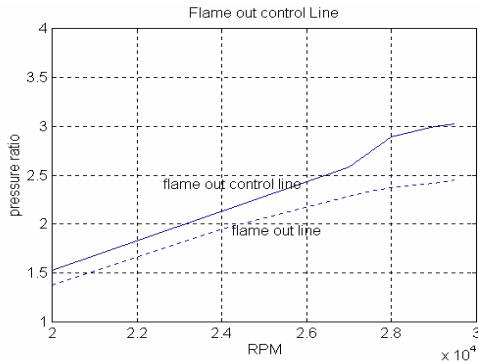


그림 4. 근사화된 flame-out 제어선
Fig. 4. Approximation of flame-out control line.

또한, 그림 2의 flame-out 제어선을 압축기의 회전 속도에 따라 근사화하면 그림 4와 같고, 식 (2)로 나타낼 수 있다.

$$P_{flcon} = \begin{cases} \frac{(2.5835 - 1.5250)(N - 20000)}{7000} + 1.5250, & N < 27000 \\ \frac{(2.8920 - 2.5835)(N - 27000)}{1000} + 2.5835, & 27000 \leq N < 28000 \\ \frac{(3.0260 - 2.8920)(N - 28000)}{1500} + 2.8920, & 28000 \leq N < 29500 \\ 3.0260, & 29500 \leq N \end{cases} \quad (2)$$

여기서 P_{flcon} 은 flame-out 제어 한계값이고, N은 압축기 회전 속도이다.

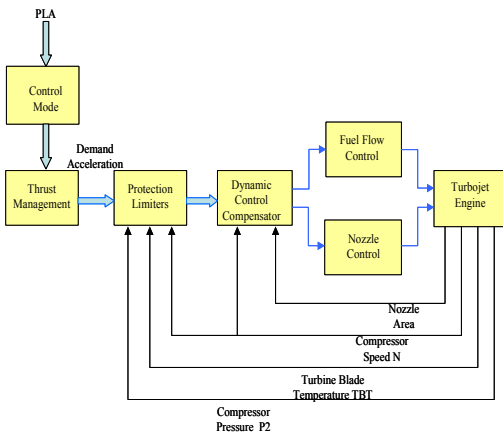


그림 5. 엔진 제어시스템의 구조
Fig. 5. Structure of the engine control system.

퍼지추론 기법을 적용한 터보 제트 엔진 제어를 설계하기 위하여 다음과 같이 압축기 기준 가속도와 측정 가속도 사이의 오차를 정의하였다.

$$e_{Ndot} = \frac{dN_d}{dt} - \frac{dN}{dt} \quad (3)$$

여기서 N_d 는 원하는 추력을 얻기 위한 압축기 기준 속도이고 N 은 측정되는 압축기 회전속도이다. 가속도를 이용하는 제어 시스템을 설계하는 이유는 엔진 작동점에서 서지 한계선을 넘지 않기 위한 가속도를 기준으로 압축기 회전속도가 기준 가속도 이상 증가하지 않도록 함으로써 서지현상을 일으키지 않으면서 엔진 성능을 최대로 하기 위함이다.

압축기 서지 제어선 압력과 압축기 출구 압력사이의 오차를 e_p 로 정의하고 제어 입력은 다음과 같이 PI(Proportional-Integral) 구조를 갖도록 정의한다[8].

$$u_p(t) = K_p(e_{Ndot}, e_p) * e_{Ndot} + K_I(e_{Ndot}, e_p) \int_0^t e_{Ndot}(\tau) d\tau \quad (4)$$

여기서 K_p 와 K_I 는 각각 PI 제어기 이득으로 퍼지추론에 의해 결정된다.

퍼지추론을 위한 입력변수를 e_{Ndot} 와 e_p 로 정하고 제어기 이득 K_p, K_I 의 가중치(weight value) Q를 출력 퍼지변수로 정하였다. 입력 퍼지변수 e_{Ndot} 와 e_p 의 언어값은 각각 NB, NM, NS, ZE, PS, PM, PB로 하고 제어기 이득의 가중치 Q에 대한 언어값은 VS, S, M, B, VB으로 하는데 퍼지규칙은 표 1과 같이 정하였다.

입력변수의 언어값은 각각 7단계로 하고 출력 퍼지 변수는 5단계로 나누며 소속함수는 그림 6과 같이 정한다.

퍼지 규칙을 적용하여 얻어진 출력 퍼지변수는 역 퍼지화(Defuzzification)과정을 통해 제어 입력에 사용된다. 퍼지 입력변수의 언어값을 $e_N = x_1^0$, $e_p = x_2^0$ 라 할 때 “x는 A이다”라는 조건의 적합도를 $A(x^0)$ 라 하면 두 입력의 적합도는 다음의 Mamdani 방법[9]으로 정한다.

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

(5)

Mamdani 방법에 의해 규칙의 추론 결과가 얻어지면, 전체 추론 Q는 다음과 같이 면적 중심법으로 얻는다.

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

표 1. 퍼지규칙
Table 1. Fuzzy Rules.

$e_p \backslash e_N$	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	VB	VB	VB	VB	VB	VB	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	VB	VB	VB	VB	VB	VB

NB:Negative Big VB:Very Big
 NM:Negative Medium B:Big
 NS:Negative Small M:Medium
 ZE:Zero S:Small
 PS:Positive Small VS:Very Small
 PM:Positive Medium PB:Positive Big

추론 결과인 Q를 이용하여 PI 제어 이득을 다음과 같이 정한다.

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

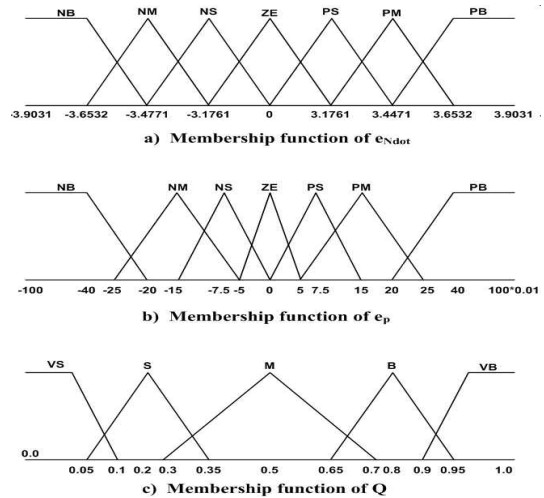


그림 6. 입력과 출력변수에 대한 소속 함수들
Fig. 6. Membership functions for input and output variables.

III. 모의실험

제안된 퍼지추론 엔진제어기법에 대한 성능을 확인하기 위하여 MATLAB을 이용하여 시뮬레이션을 실시하였다. 엔진은 다음과 같은 상태방정식으로 나타난 선형 모델을 사용하였다.

$$\dot{\bar{x}}_p(t) = \bar{A}_p \bar{x}_p(t) + \bar{B}_p u_p(t) \quad (8)$$

여기서 \bar{x}_p 는 $\bar{x}_p = [x_{p1} \ x_{p2} \ x_{p3} \ x_{p4} \ x_{p5}]^T$ 인 상태벡터로 각 상태변수는 다음과 같다.

x_{p1} : 압축기 로터회전수 (RPM)
 x_{p2} : 터빈 입구 온도 x_{p3} : 압축기 출구 압력
 x_{p4} : 터빈 출구 온도 x_{p5} : 터빈 출구 압력
 u_p : 연료 유량의 변화량

그림 7은 엔진의 초기 회전 속도는 24000rpm이고 약 1650rpm의 가속도로 30500rpm까지 가속시키는 중 엔진 회전 속도 27500rpm 정도에서 압축기의 압축비가 서지 제어선을 넘어서는 현상이 발생하였다. 본 논문에서 제안된 실제적인 서지 제어 시스템은 압축비가 서지 제어선의 한계를 넘은 경우 강제로 연료유량을 2초 동안 25% 감소시킴으로써 엔진을 보호

하는 기능이 작동함을 알 수 있다.

제안된 퍼지 PI 제어기의 제어이득 K_p 와 K_I 는 각각 $K_p=Q \times 0.000001$, $K_I=Q \times 0.00002$ 로 정하고 가중치 Q는 퍼지추론에 의해 결정된다.

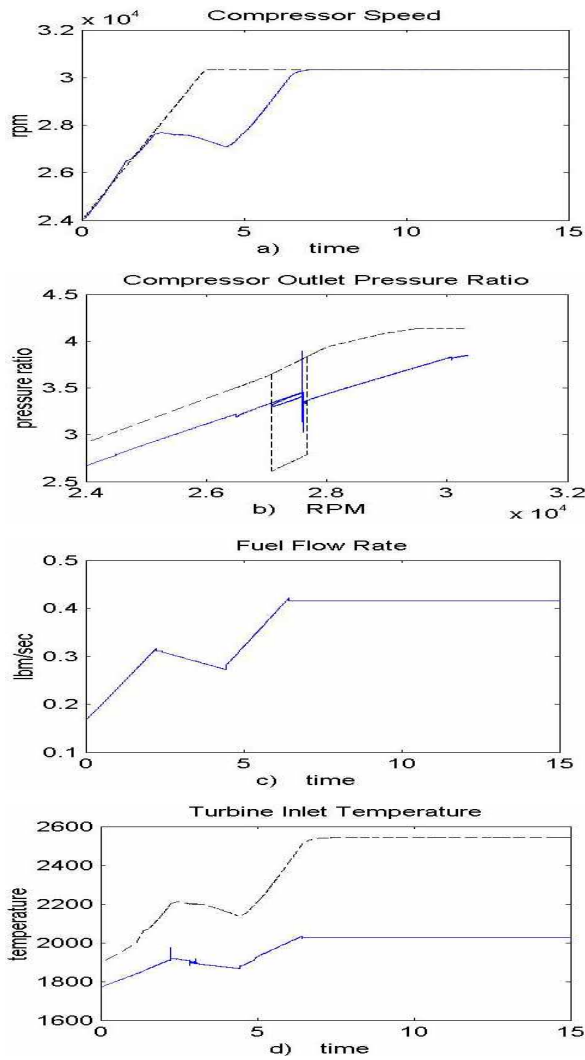


그림 7. 시뮬레이션 결과

- a) 압축기 기준속도(실선)와 압축기 회전 속도(대시)
- b) 압축기 출구 압력비(실선)와 서지 제어선(대시)
- c) 연료 유량
- d) 터빈 입구 온도(실선)와 온도 한계선(대시)

Fig. 7. Simulation results.

- a) reference speed(solid) and compressor rotation speed(dashed)
- b) compressor outlet pressure ratio(solid) and surge control(dashed) line
- c) fuel flow rate
- d) turbine inlet temperature(solid) and temperature limit(dashed)

그림 8은 본 논문에서 제안한 퍼지 PI 제어기와 일반적인 PI 제어기와의 비교 모의실험의 결과이다. 고전적인 PI제어기에 비해 퍼지 제어기가 기준 속도 응답 특성이 우월함을 알 수 있다(그림 8. (a)) 또한 그림 8. (b)에서와 같이 서지 제어선에 가깝게 압축기의 압력비를 끌어 올림으로서 엔진의 효율을 극대화시킬 수 있다.

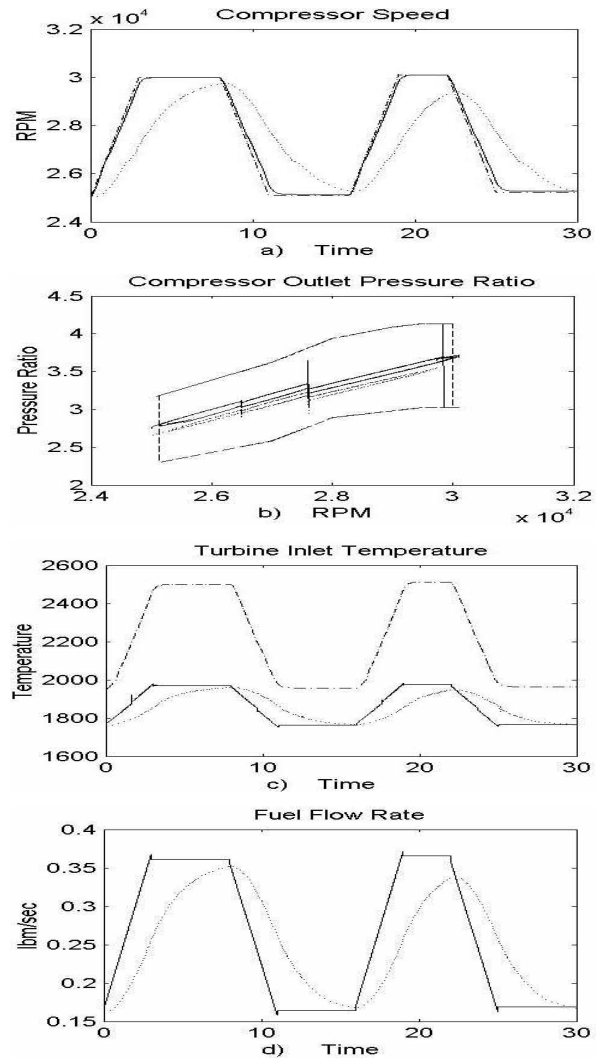


그림 8. 시뮬레이션 결과

- a) 압축기 기준속도(대시), 퍼지 PI제어기(실선), PI제어기(점선)의 압축기 회전속도
- b) 서지, flame-out 제어선(대시), 퍼지 PI제어기(실선), PI 제어기(점선)의 압축기 출구 압력비
- c) 온도 한계선(대시), 퍼지 PI제어기(실선), PI제어기(점선)의 터빈 입구 온도
- d) 퍼지 PI제어기(실선), PI 제어기(점선)의 연료 유량

Fig. 8. Simulation results.

- a) reference speed(dashed), compressor rotation speed using fuzzy-PI controller(solid) and PI

- controller(dotted)
- b) surge control and flame-out control line(dashed), compressor outlet pressure ratio using fuzzy-PI controller(solid) and PI controller(dotted)
- c) temperature limit(dashed), turbine inlet temperature using fuzzy-PI controller(solid) and PI controller(dotted)
- d) fuel flow rate fuzzy-PI controller(solid) and PI controller(dotted)

IV. 결 론

본 연구에서는 무인 항공기용 터보제트 엔진제어 시스템을 퍼지 PI 제어기법을 적용하여 설계하였다. 엔진의 급격한 가감속시 발생될 수 있는 서지를 방지하기 위하여 엔진의 가속도 값을 기준입력으로 하고, 압축기의 압축비가 서지 제어선을 초과 시에는 실제적인 연료유량 제어기를 적용하여 엔진이 보호될 수 있음을 확인하였다. 기존의 PI 제어기와와의 비교 모의 실험을 통해 성능의 우수성을 입증하였다.

참 고 문 헌

[1] Q. Song, J. Wilkie, and M. J. Grimble, "Robust controller for gas turbines based upon LQG/LTR design with self-tuning features," *J. Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 115, Sep. 1993.

[2] D. K. Frederick, S. Garg, and S. Adibhatla, "Turbofan engine control design using robust multivariable control technologies," *IEEE Trans. on Contr. Syst.Tech.*, vol. 8, no. 6, Nov. 2000.

[3] S. R. Watts and S. Garg, "A Comparison of Multivariable Control Design Techniques for a Turbofan Engine Control," *ASME Paper 95-GT-258*, 1995.

[4] A. Garassino, "An advanced control system for turbofan engine:multivariable control and fuzzy logic," *ASME 95-GT-344*, 1995.

[5] N. Kulkarni and K. KrishnaKumar, "Intelligent Engine Control Using an Adaptive Critic," *IEEE Trans. Contr. Systems Tech.* vol. 11, no. 2, Mar.

2003.

[6] Y. Diao and K. M. Passino, "Adaptive Control for a Class of Nonlinear Time-Varying Systems," *Proc. of ACC*, June 2001.

[7] R. A. Harrison and M. S. Yates, "Gas turbine fuel control systems for unmanned applications," *J. of Engineering for gas turbines and power*, vol. 110, pp. 33-40, Jan. 1988.

[8] M. A. Johnson, and M. H. Moradi, *PID Control, Springer-Verlag*, 2005.

[9] 채석, 오영석, *퍼지이론과 제어*, 청문각, 1995.

지 민 석 (池旻錫)



1995년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)

1997년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학석사)

1997년 3월 ~ 2000년 3월 : (주)한국레이컴

2000년 3월 ~ 2002년 6월 : (주)휴니드테크놀러지스

2002년 9월 ~ 2006년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학박사)

2006년 8월 ~ 현재 : 한국과학기술연구원 지능로봇연구센터 Post Doc.

관심분야 : 강인제어, 로봇 비전, 모터제어

홍 교 영 (洪敎榮)



1990년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)

1992년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학석사)

1999년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학박사)

1993년 ~ 2002년 8월 : (주)대한항공 한국항공기술연구원 선임연구원

2002년 8월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자시뮬레이션학과 부교수

관심분야 : 항공전자, 항법, 항공기 시스템

이 강 응 (李康熊)



1980년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)

1982년 2월 : 서울대학교 전자공학과 (공학석사)

1989년 8월 : 서울대학교 전자공학과 (공학박사)

1994년 1월 ~ 1995년 1월 : 미시간 주

립대학교 전기공학과 연구교수

현재 : 한국항공대학교 항공전자공학과 교수

관심분야 : 비선형제어, 로봇 제어