한국항행학회 논문지 제 9 권 제 1 호 2005년 6월

무인 항공기용 터보 제트 엔진의 PI-구조 퍼지 추론 제어기 설계

Design of PI-type Fuzzy Logic Controller for a Turbojet Engine of Unmanned Aircraft

지민석, 모은종, 이강웅

Min-Seok Jie, Eun-Jong Mo, and Kang-Woong Lee

요 약

본 논문에서는 퍼지-PI 제어 알고리즘을 이용하는 무인 항공기용 터보제트 엔진 제어기를 제안한다. 터보제트 엔진의 가감속시 서지와 flame-out 현상을 방지하기 위해 연료 유량 제어 입력을 퍼지-PI 제어기로 생성한다. 가속도 오차의 로그함수를 사용하여 퍼지 추론 규칙을 만듦으로써 추종오차를 줄이도록 하였다. 제안된 제어기의 성능확인을 위한 컴퓨터 시뮬레이션은 선형 엔진 모델에 적용하였으며 엔진 출력이 기준 가감속 명령에 잘 추종함을 보였다.

Abstract

In this paper we propose a turbojet engine controller of unmanned aircraft based on the Fuzzy-PI algorithm. To prevent any surge or a flame out event during the engine acceleration or deceleration, the PI-type fuzzy controller effectively controls the fuel flow input of the control system. The fuzzy inference rule made by the logarithm function of acceleration error improves the tracking error. Computer simulations applied to the linear model of a turbojet engine show that the proposed method has good tracking performance for the reference acceleration and deceleration commands.

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

I. 서 론

항공기용 터보제트 엔진 제어에 있어서 상용기와 전투기 같이 항공기의 운항 목적과 무인 항공기와 유인 항공기같이 항공기를 운항하는 운항 개체에 따라서 각기 다른 제어 방법이 사용되고 있다. 항공기 엔진 제어는 항공기가 이륙할 때, 순항할 때와 착륙할 때 각각 제어 특성을 달리하며 외부 공기의 압력과 온도에 따라서도 제어 방법이 달라진다. 또한 항공기 엔진내의 부품들의 노후여부에 따라서도 제어 방법이 달라진다. 전투기나 표적용으로 사용되는 무

한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부
(School of Electronics, Telecommunication and Computer Eng., HanKuk Aviation University)
· 접수일자 : 2004년 11월 24일

인항공기에서는 급격한 기동특성이 요구되며 여객이나 화물 수송기와 같은 상용기에서는 전투기 보다는 완만한 기동 특성이 요구된다. 이러한 용도에 따라 항공기 엔진의 제어 방법이 달라지는 것은 항공기 운항의 신뢰도와 안전도를 증가시키기 위한 하나의 중요한 방법으로써 널리 연구되어 지고 있다. 기존의 항공기 엔진 제어 시스템은 엔진 시동, 공회전과 추력 제어의 기본적인 기능만을 수행하도록 해왔다. 하지만, 최근에는 항공기 자동 계기 비행기술이 발달함에 따라 항공기 엔진을 자동으로 제어하는 방법 역시 발달하게 되었다. 항공기 엔진을 자동으로 제어하는 기술에는 우선 항공기 이륙 및 착륙시 엔진의 가속과 감속에 대한 응답 성능을 최적화하고, 이륙 및 착륙시 요구되는 고 추력으로 인해 발생할 수 있는 엔진 서지를 방지할 수 있게 자동으로 공기의 흐름과 로터의 속도를 제어한다. 또한 엔진 인렛과 아웃렛의 온도를 측정하여 그에 따라 로터의 속도를 제어함으로써 고온으로 인한 원자재의 피로도를 최소화하여 항공기 엔진의 수명을 연장시키고, 연료 소모를 최적화 할 수 있는 엔진 제어에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다.

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 있고 최근에는 연료유량 및 배기노즐 면적을 가변시켜 원하는 추력을 얻는 경우에는 다변수 제어 기법의 적용이 요구된다[1]. 다변수 제어기법을 적용하여 엔진 제어시스템을 설계하는 방법으로 엔진을 선형화한 선형 모델에 LQG/LTR 기법[2][3]을 적용하거나 H_∞기법[4]을 적용한 설계방법 등이 제시되었다. 이들 방법은 외란 및 파라미터 변동에도 강인한 특성을 가지는 장점이 있으나 비선형 특성이 강한 엔진을 각 작동점에서 선형화한 엔진 모델이 많은 불확실성을 포함하기 때문에 제어 성능이 약화될 수 있다.

그러나 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 시스템[5]에 적합한 엔진 제어 시스템을 설계하여야 한다.

엔진 제어 시스템의 설계에 있어 고려해야 할 중요한 요소는 원하는 엔진 추력을 얻기 위하여 엔진을 가속시키거나 감속시키는 경우 엔진이 서지현상이 발생되지 않도록 하고 flame-out되지 않도록 할 뿐만 아니라 허용한계 온도를 초과하지 않도록 보호 시스템을 설계하는 것이다. 항공기가 이륙할 때와 같이 순간적으로 높은 추력을 요구할 때, 주입되던 외부 공기가 갑자기 역류하는 현상 즉 서지가 발생할 수 있고 이는 항공기 사고 및 준사고를 야기하는 주요한 요인이라 할 수 있다. 따라서 신뢰성과 안전성을 중시해야 하는 여객기나 전투기와 같이 급격한 기동을 요하는 엔진의 경우 서지나 flame-out 현상의 방지는 엔진 성능을 결정하는 요소가 된다. 엔진 가속시 발생되는 서지현상을 방지하는 서지제어는 배기노즐 면적을 가변시키거나 공기유량을 조정하여 압축기 회전속도에 따른 적정 압력비를 유지하도록 해야 하지만 배기노즐 면적이 고정되어 있는 경우에는 압축기 회전속도를 조정하여 서지제어를 하여야 한다.

본 연구는 연료유량만이 입력이 되는 무인 소형 제트엔진에 대한 엔진 제어 시스템을 퍼지추론 기법을 적용하여 설계하고자 한다. 엔진 가속시 문제가 되는 서지현상을 방지하기 위하여 서지현상을 피하기 위한 기준 가속도를 설정하고 기준 가속도와 현재 압축기의 회전속도의 오차를 로그 스케일링하여 압축기 회전속도의 정상 상태 오차 특성을 개선하고 엔진 가속이 기준 가속도를 추종하도록 하는 연료유량제어 입력을 퍼지추론에 의해 정하도록 한다. 제안된 기법을 선형 모델 엔진에 적용한 시뮬레이션을 통하여 제어 성능을 보이고자 한다.

Ⅱ. 엔진 제어 시스템 설계

단축 터보제트 엔진은 그림 1과 같이 압축기, 연소기, 터빈과 배기노즐로 구성되어 있으며 흡입되는 공기는 압축기에서 압축된 후 연소기에서 연료와 혼

합되어 연소된다. 연소되어 팽창된 가스는 터빈을 회전시키고 축에 연결된 압축기를 회전시킨다. 엔진 추력은 압축기 회전속도에 비례하므로 직접 측정하지 못하는 추력대신 회전속도를 측정하여 엔진 제어 시스템에 사용한다.

요구 추력을 얻기 위한 엔진 가속제어는 요구 추력을 압축기 회전속도로 변환시킨 속도 명령을 추종하도록 연료유량을 제어하여야 한다.

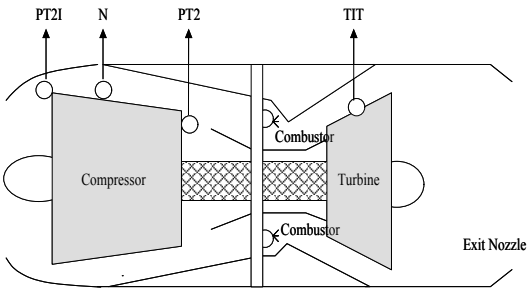


그림 1. 터보제트 엔진 구조

Fig. 1. Schematic of a turbojet engine.

엔진을 가속시키는 경우 급격한 공기유량 증가에 따라 압축기 압력이 감소하여 공기가 역류하는 서지 현상이 발생하게 되어 엔진이 손상될 수 있다. 따라서 엔진 가속시 서지현상이 발생되는 것을 사전에 막아야 하는데, 효율적인 서지 제어를 위해서는 서지 한계선에 인접하는 작동선을 따르도록 엔진을 가속시켜야 한다. 그림 2와 같이 적절한 서지 여유를 가지는 서지 제어선을 설정하고 엔진 작동선이 이 서지 제어선에 인접하도록 가속제어를 할 수 있다.

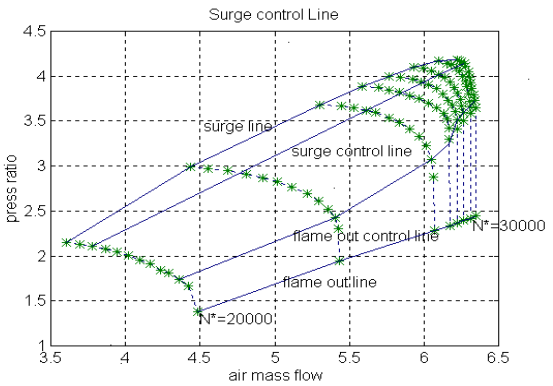


그림 2. 서지제어선

Fig. 2. Surge control line.

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.

서지 제어선을 서지 한계선의 약 90%가 되도록 정하고 엔진 가속시 작동선이 서지 제어선을 넘지 않도록 하는 가속도를 기준 명령으로 하고 압축기 회전 가속도가 기준 명령을 추종하도록 하는 연료유량 제어를 퍼지추론에 의해 정하도록 한다. 기준 속도를 제어 명령으로 사용하면 엔진 급가속이 이루어져 서지현상을 일으키기 쉽다. 따라서 서지가 발생되지 않도록 엔진 가속 구간에 따라 기준 가속도를 제어 명령으로 사용하여 서지 제어선에 인접하여 엔진 가속이 이루어지도록 한다.

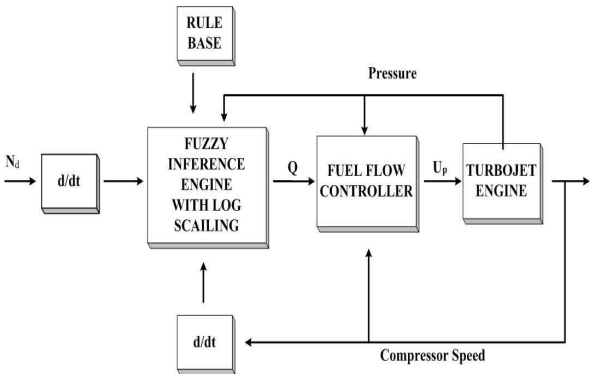


그림 3. 퍼지추론기법을 이용한 엔진 제어시스템 구조

Fig. 3. Structure of the engine control system using fuzzy-inference method.

그림 3과 같이 서지를 고려한 기준 가속도 N_d을 설정하고 엔진 가속이 기준 명령을 추종하도록 하는 퍼지추론 연료유량 제어시스템을 구성한다. 기준 가속도에 대한 압축기 회전 가속도 오차를 $e_N = \log_{10}(N_d - N)$으로 정의하였다. 압축기 회전 가속도 오차를 로그 스케일링하여 압축기 회전 속도의 정상 상태 오차를 개선하고자 한다.

그리고 퍼지추론 연료 유량 제어 입력은 다음과 같이 PI 제어 구조로 한다.

$$u_p(t) = K_p(e_N, e_p)e_N + K_I(e_N, e_p)\int_o^t e_N(\tau)\,d\tau \quad (1)$$

여기서, e_p는 서지 제어선에서의 압력비에 대한 압축기 출구에서의 압력비 오차이다. 제어 이득 K_p와 K_I는 e_N과 e_p를 이용한 퍼지추론에 의해 정한다.

퍼지 입력 변수를 e_N과 e_p로 정하고 출력변수를 PI 제어기 이득의 가중치인 Q로 정한다. 입력 퍼지 변수와 출력 퍼지 변수에 대한 퍼지 제어 규칙은 표 1과 같이 정하고 입력변수의 언어값은 7단계로 하고 출력 퍼지 변수는 5단계로 나누며 소속함수는 그림 4와 같이 정한다.

표 1. 퍼지규칙
Table 1. Fuzzy Rules.

e_p \ 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

퍼지 규칙을 적용하여 얻어진 출력 퍼지변수는 역퍼지화(Defuzzification)과정을 통해 제어 입력에 사용된다. 퍼지 입력변수의 언어값을 $e_N = x_1^0$, $e_p = x_2^0$ 라 할때 "x는 A이다" 라는 조건의 적합도를 $A(x^0)$라 하면 두 입력의 적합도는 다음의 Mamdani 방법[6]으로 정한다.

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

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

$$Q = \frac{\sum_{i=1}^{n} W_i Q_i}{\sum_{i=1}^{n} W_i} \quad (3)$$

추론 결과인 Q를 이용하여 PI 제어 이득을 다음과 같이 정한다.

$$K_p = Q * k_1,\ \ K_I = Q * k_2,\ \ k_1, k_2\text{:상수} \quad (4)$$

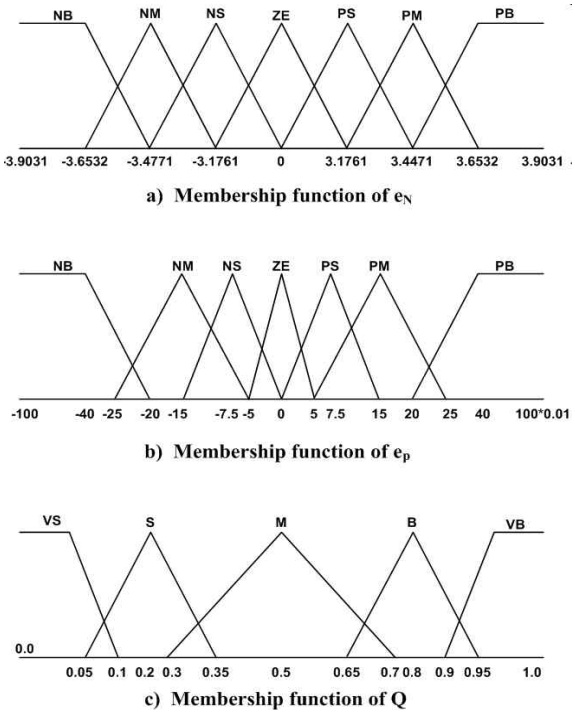


그림 4. 입력과 출력변수에 대한 소속 함수들
Fig. 4. Membership functions for input and output variables.

Ⅲ. 모의실험

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

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u_p(t) \quad (5)$$

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

행렬 A_p, B_p는 압축기 최대 회전속도를 100%로 할 때 50%, 60%, 70%, 80%와 90%에서 선형화하여 얻은 시스템 행렬과 입력 행렬로 다음과 같다.

50%일 경우

$$A_p = \begin{bmatrix} -7.0893E+00 & 3.6768E+04 & 5.0478E+01 \\ 1.6640E-01 & -1.0930E+03 & 1.4680E+00 \\ 3.3399E+00 & -5.0885E+04 & -3.4759E+02 \end{bmatrix}$$

$$B_p = [\ -2.3449E+04\ \ 3.2640E+02\ \ 5.9776E+05]$$

60%일 경우

$$A_p = \begin{bmatrix} -6.9746E+00 & 2.9849+04 & 4.6627E+01 \\ 1.5664E-01 & -9.9804E+03 & 1.4095E+00 \\ 3.2662E+00 & -408540E+04 & -3.6907E+02 \end{bmatrix}$$

$$B_p = [\ 3.5270E+03\ \ 1022310E+02\ \ 5.6693E+05]$$

70%일 경우

$$A_p = \begin{bmatrix} -6.8155E+00 & 2.6187E+04 & 4.6301E+01 \\ 1.5248E-01 & -9.2628E+03 & 1.4118E+00 \\ 3.5340E+00 & -4.9804E+04 & -3.8205E+02 \end{bmatrix}$$

$$B_p = [\ -1.7240E+03\ \ 1.6267E+02\ \ 5.6502E+05]$$

80%일 경우

$$A_p = \begin{bmatrix} -6.1171E+00 & 2.2374E+04 & 4.5137E+01 \\ 1.1650E-01 & -7.9733E+02 & 1.4274E+00 \\ 3.9098E+00 & -5.0108E+04 & -3.9057E+02 \end{bmatrix}$$

$$B_p = [\ -7.5395E+03\ \ 1.8614E+01\ \ 5.5251E+05]$$

90%일 경우

$$A_p = \begin{bmatrix} -6.1182E+00 & 1.9087E+04 & 4.0209E+01 \\ 8.6668E-02 & -7.4336E+02 & 1.3260E+00 \\ 4.4379E+00 & -5.1329E+04 & -4.0410E+02 \end{bmatrix}$$

$$B_p = [\ 2.0238E+04\ \ -4.8370E+01\ \ 5.5324E+05]$$

시뮬레이션은 그림 5와 같이 엔진이 24000rpm에서 회전하고 있는 상태에서 약 1700rps의 가속도로 29000rpm까지 가속시킨 후 5초 동안 이 속도를 유지한 후 1600rps로 감속시켜 24100rpm을 유지하는 명령에 대해 엔진이 서지 및 flame-out을 일으키지 않으면서 명령을 추종하는가를 확인하였다.

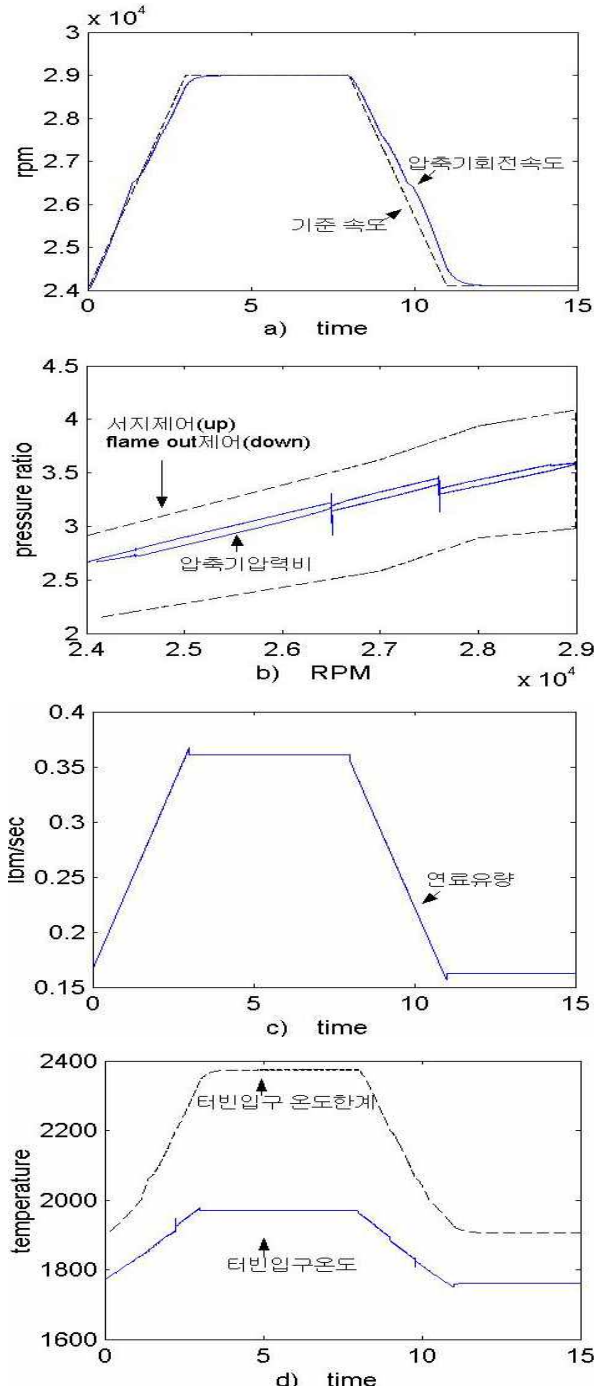


그림 5. 시뮬레이션 결과

a) 압축기 회전속도 b) 압축기 출구 압력비

c) 연료 유량 d) 터빈 입구 온도

Fig. 5. Simulation results

a) compressor rotation speed

b) compressor outlet pressure ratio

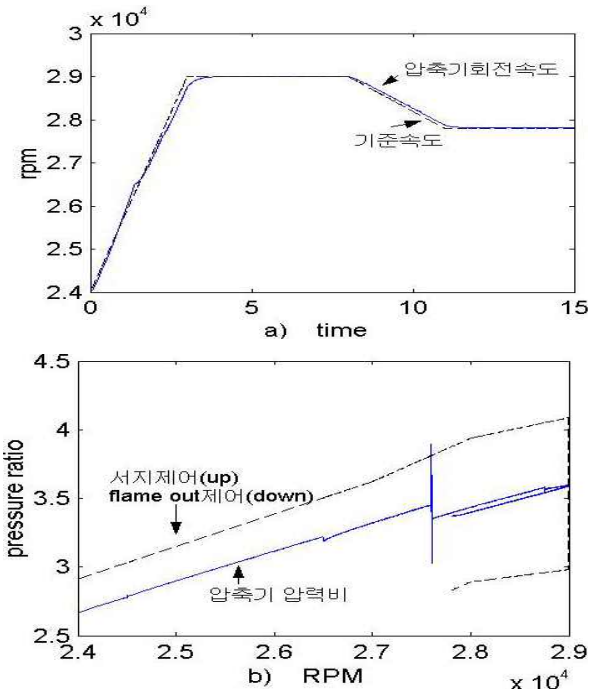
c) fuel flow rate

d) turbine inlet temperature

제안된 퍼지 추론 PI 제어기의 제어이득은 $K_p = Q \times 0.0000016$, $K_I = Q \times 0.0000181$으로 정하고 가중치 Q는 제어상태에 따라 퍼지추론에 의해 결정된다.

시뮬레이션 결과 엔진 가감속 명령에 대해 엔진이 서지 제어선 및 flame-out 제어선을 넘지 않으면서 주어진 기준 명령을 잘 추종함을 확인할 수 있다. 그림에서 26500rpm과 27500rpm에서 피킹이 발생된 것은 이 회전속도에서 엔진의 선형 모델 변경에 따른 현상이다. 그림 6은 터빈입구 온도 상승 한계선을 점선으로 나타내고 터빈입구 온도가 이 한계를 넘는 경우 또는 서지 제어선을 점선으로 나타내고 압축기의 압력비가 이 한계를 넘는 경우 강제로 연료유량 상승을 줄이도록 하는 보호기능이 작동하는지 여부를 확인하는 시뮬레이션을 수행하여 보호기능이 작동함을 확인하였다.

제안된 로그 스케일링 퍼지추론 PI 제어기와 일반적인 퍼지추론 PI제어기의 성능 비교 결과 정상상태 오차가 100 ~200rpm정도 개선되는 효과를 보였다.



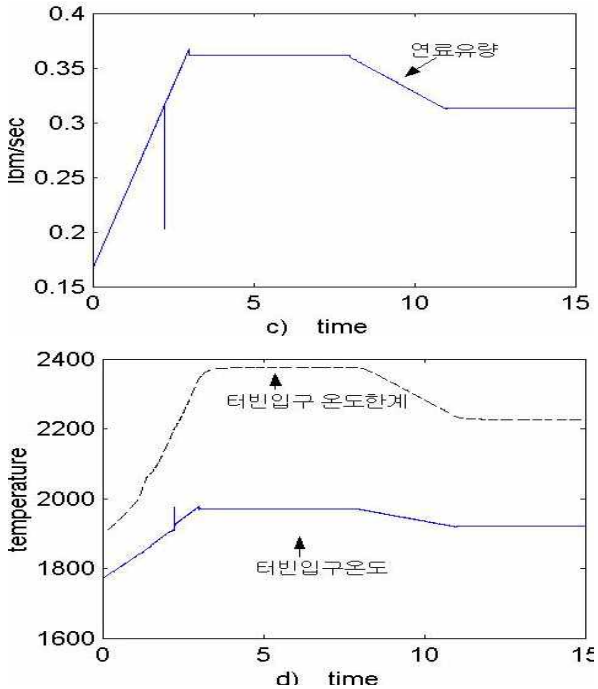


그림 6. 시뮬레이션 결과
a) 압축기 회전속도 b) 압축기 출구 압력비
c) 연료 유량 d) 터빈 입구 온도

Fig. 6. Simulation results
a) compressor rotation speed
b) compressor outlet pressure ratio
c) fuel flow rate
d) turbine inlet temperature

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 연료유량만을 입력으로 하는 무인 항공기용 터보제트 엔진제어시스템을 퍼지추론 기법을 적용하여 설계하였다. 엔진 가감속시 발생될 수 있는 서지와 flame-out을 방지하기 위하여 엔진 가감속 가속도를 기준입력으로 하고 기준입력을 로그 스케일링하여 정상 상태 오차를 줄이도록 하였으며 이 명령에 추종하도록 하는 연료유량 입력을 퍼지추론에 의해 정하도록 하였다. 가속도를 기준 명령으로 하기 때문에 서지제어가 용이하고 가감속 제어성능이 효율적임을 확인할 수 있다.

참 고 문 헌

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

[2] S. Garg, "Turbofan engine control system design using the LQG/LTR methodology", *Proc. of ACC*, Pennsylvania, 1989.

[3] 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.

[4] 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.

[5] 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.

[6] 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 ~ 현재 한국항공대학교 항공전자공학과 대학원 재학 중 (박사과정)
관심분야 : 강인제어, 로봇 비젼, 모터제어

모 은 종 (牟 恩 鍾)

1998년 2월 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)
2003년 8월 한국항공대학교 항공전자공학과(공학석사)
2003년 9월 ~ 현재 한국항공대학교 항공전자공학과 대학원 재학 중 (박사과정)
1999년 12월 ~ 현재 Pratt Whitney Commercial Engine Engineering dept.
관심분야 : 항공기 엔진 제어, fault 제어

이 강 웅(李 康 熊)

1980년 2월 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)
1982년 2월 서울대학교 전자공학과 (공학석사)
1989년 8월 서울대학교 전자공학과 (공학박사)
1994년 1월 ~ 1995년 1월 미시간 주립대학교 전기공학과 연구교수
현재 한국항공대학교 항공전자공학과 교수
관심분야 : 비선형제어, 로봇 제어